

# Konstrukcija krila nekonvencionalne geometrije

---

Rubinić, Petra

Undergraduate thesis / Završni rad

2016

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Transport and Traffic Sciences / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:119:421789>

Rights / Prava: [In copyright](#) / [Zaštićeno autorskim pravom.](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2024-09-21**



Repository / Repozitorij:

[Faculty of Transport and Traffic Sciences -  
Institutional Repository](#)



Zagreb, 20. travnja 2016.

Zavod: **Zavod za zračni promet**  
Predmet: **Osnove tehnike zračnog prometa**

## **ZAVRŠNI ZADATAK br. 3330**

Pristupnik: **Petra Rubinić (0135231740)**  
Studij: **Promet**  
Smjer: **Zračni promet**

Zadatak: **Konstrukcija krila nekonvencionalne geometrije**

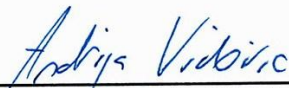
### Opis zadatka:

U uvodnim postavkama potrebno je definirati predmet istraživanja, objasniti svrhu i cilj istraživanja, dati osvrt na dosadašnja istraživanja te ukratko prikazati kompoziciju rada. Opisati konfiguraciju krila koja se koriste na zrakoplovima. Povezati konfiguraciju krila s namjenom zrakoplova. Dati primjere pojedinih koncepcija krila nekonvencionalne geometrije te ukazati na benefite koje svaka pojedina konstrukcija ima u odnosu na klasičnu konstrukciju. Dati pregled recentnih projekata koji se bave konstrukcijom krila nekonvencionalne geometrije te interpretirati rezultate projekata. Izvesti konkretne zaključke i interpretirati rezultate istraživanja.

Zadatak uručen pristupniku: 11. ožujka 2016.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za  
završni ispit:

  
\_\_\_\_\_  
doc./dr. sc. Andrija Vidović

\_\_\_\_\_

**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU**  
**FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

**Petra Rubinić**

**KONSTRUKCIJA KRILA**  
**NEKONVENCIONALNE GEOMETRIJE**

**ZAVRŠNI RAD**

**Zagreb, 2016.**

Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti

# **ZAVRŠNI RAD**

## **KONSTRUKCIJA KRILA NEKONVENCIONALNE GEOMETRIJE**

## **CONSTRUCTION OF UNCONVENTIONAL GEOMETRY WINGS**

Mentor: doc. dr. sc. Andrija Vidović

Student: Petra Rubinić, 0135231740

Zagreb, 2016.

## **SAŽETAK**

Glavna površina za polijetanje i održavanje zrakoplova u letu je krilo. Krilo je glavna aerodinamička površina i sastavni dio zrakoplova. Krila se mogu podijeliti prema brojnim kriterijima ovisno o obliku, veličini, zakrivljenosti i sl. Brojna istraživanja i projekti su usmjereni na razvoj krila, te svakodnevni tehnološki napredak pospješuje aerodinamičke performanse krila, a ujedno i cijelog zrakoplova. Nekonvencionalna geometrija krila podrazumijeva prilagodbu krila određenim uvjetima leta. U budućnosti će se sve više razvijati ovakav dizajn konstrukcije krila.

**KLJUČNE RIJEČI:** krilo, projekt, istraživanje, konfiguracija, aerodinamičke performanse

## **SUMMARY**

The wing is major surface for take-off and maintaining aircraft in the flight. It is main aerodynamic surface and structural part of aircraft. Wings can be divided by many criteria such as shape, size, curve, etc. Many researches and projects are directed on wing development, daily technological progress improves aerodynamic performances of wing and also the whole aircraft. Unconventional geometry wing includes an adjustment for certain flight conditions. In the future, this wing design will be increasingly developed.

**KEY TERMS:** wing, project, research, configuration, aerodynamics performance

# SADRŽAJ:

1. UVOD.....	1
2. KONFIGURACIJE KRILA .....	3
2.1 Aerodinamika krila .....	4
2.2 Vrste krila.....	6
2.2.1 Broj krila i mjesto spajanja na zrakoplov.....	7
2.2.2 Načini spajanja krila s trupom zrakoplova.....	7
2.2.3 Forma krila .....	8
2.2.4 Površine na repu i nosu zrakoplova.....	9
2.2.5 Kut pregiba krila .....	10
2.2.6 Promjenjiva geometrija krila .....	11
3. KRILA S PROMJENJIVOM ZAKRIVLJENOŠĆU.....	12
3.1 Optimizacija aeroprofila .....	12
3.1.1 Odnos koeficijenta uzgona i otpora .....	12
3.1.2 Utjecaj oblika krila i Machovog broja na aerodinamiku .....	14
3.2 Projekt AFTI.....	14
3.2.1 Konstrukcija MAW krila .....	15
3.2.2 Letna ispitivanja .....	16
3.3 Promjenjiva geometrija izlaznog ruba .....	17
3.4 Primjena promjenjive geometrije krila na širokotrupnim zrakoplovima.....	17
4. KRILA S PROMJENJIVIM KUTOM NAGIBA .....	19
4.1 Krilo s promjenjivim kutom strijele.....	19
4.1.1 Prednosti i nedostaci.....	20
4.1.2 Primjena.....	22
4.2 Ames-Dryden AD-1.....	22
5. LETEĆE KRILO.....	24
5.1 Povijesni razvoj.....	25
5.2 Dizajn letećeg krila.....	26
5.3 Prednosti i nedostaci.....	27
5.4 Primjena .....	29
6. MORFOZA KRILA.....	32
6.1 Podrijetlo morfoze krila .....	32
6.2 Morfoza zrakoplovne strukture.....	34
6.2.1 Lockheed-Martin koncept.....	35

6.2.2	NextGen koncept .....	36
6.3	AWIATOR projekt .....	38
6.4	AAW projekt.....	39
7.	ZAKLJUČAK .....	41
	LITERATURA.....	42
	POPIS SLIKA .....	44
	POPIS GRAFIKONA .....	44
	POPIS TABLICA .....	44

# 1. UVOD

Svakoj letjelici je potreban uzgon da bi mogla poletjeti i održavati se u zraku neovisno o tome da li ima ili nema pogon vlastitih motora. Glavna i najvažnija površina za stvaranje sile uzgona je krilo zrakoplova. Sila uzgona se formira zbog razlike tlakova na gornjaci i donjaci krila. O krilu ne ovisi isključivo sila uzgona, to mu je samo primarna svrha. Ono svojim oblikom, veličinom, kutu postavljanja u odnosu na trup, zakrivljenošću, debljinom, fleksibilnosti, itd. utječe na stabilnost, upravljivost, sposobnost manevriranja, otpore, brzinu zrakoplova, težinu i sl.

U početku je krilo bilo samo jedan od elemenata zrakoplovne konstrukcije kojom se nije posvećivala posebna pažnja. Tijekom godina se uviđa njegova važnost, te se stalno teži njegovom usavršavanju. Krilo zrakoplova je prošlo kroz sve moguće promjene vezane uz materijale izrade (od drveta i tkanine do „pametnih“ materijala), oblik, tehnološke promjene i sl. Želja za postizanjem krila sa što boljim performansama u letu za vojne i civilne zrakoplove sve je veća. Razvoj tehnologije omogućava razvoj sve aerodinamičnijih krila.

Do nedavno, brojni dizajneri su koristili samo osnovan model fiksnog krila jer se taj model smatrao najefikasnijim. Inovatori su potaknuli razmišljanja i istraživanja o nečem novom, o nekonvencionalnom pristupu konstruiranja krila. Ideja je prilagoditi krilo režimu leta kako bi se iz njega mogao izvući maksimum. To dovodi do razmišljanja kako bi krilo tijekom leta moglo mijenjati svoj oblik prema fazama leta. Od tada do danas provedena su brojna istraživanja, analize i studije o tome, te je kao rezultat proizašlo nekoliko različitih krila nekonvencionalne geometrije.

Cilj ovog završnog rada je prikazati kako nekonvencionalna geometrija krila utječe na performanse zrakoplova, mogućnost primjene samog koncepta, te ukazati na prednosti i nedostatke nekonvencionalne geometrije krila.

Materija završnog rada je podijeljena u 7 poglavlja:

1. Uvod
2. Konfiguracije krila
3. Krila s promjenjivom zakrivljenošću
4. Krila s promjenjivim kutom nagiba
5. Leteće krilo
6. Morfoza krila
7. Zaključak



U uvodnom dijelu rada je definirana problematika i svrha istraživanja, te je prikazana struktura rada.

U drugom poglavlju su definirane osnovne sile koje djeluju na zrakoplov tijekom leta. Navedene su i podjele krila prema različitim kriterijima.

Treće poglavlje se bavi s istraživanjem utjecaja krila s promjenjivom zakrivljenošću na zrakoplov, opisani su ključni projekti i njihovi rezultati, te je navedena primjena takvog dizajna.

Četvrto poglavlje opisuje karakteristike, prednosti i nedostatke krila s promjenjivim kutom nagiba, te usporedbu između dvije osnovne podjele.

U petom poglavlju je opisan razvoj i dizajn letećeg krila, ukazuje na prednosti i nedostatke, te daje naznake budućeg razvoja i primjene u civilnom i vojnom zrakoplovstvu.

Šesto poglavlje opisuje razvoj morfoze krila, predstavljeni su koncepti i projekti koji se bave naprednom tehnologijom promjene oblika krila tijekom leta.

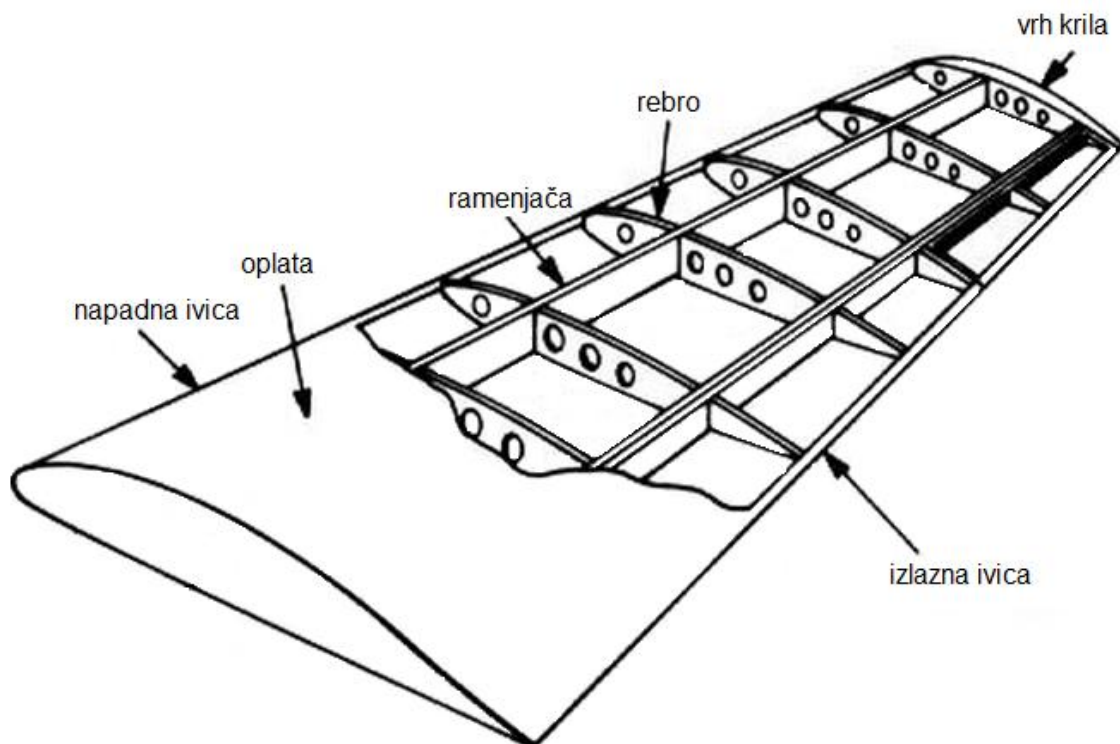
U zaključnom dijelu rada predloženi su rezultati istraživanja za pojedinu vrstu nekonvencionalne geometrije krila.

## 2. KONFIGURACIJE KRILA

Krilo je glavna aerodinamička noseća površina zrakoplova koja je njegov sastavni dio. Primarna svrha je stvaranje sile uzgona i o njemu najviše ovise letna svojstva. Sila uzgona je potrebna radi održavanja zrakoplova iznad Zemljine površine. Krilo mora biti napravljeno tako da zadrži svoj prvobitan oblik i pod ekstremnim opterećenjima. Lagani civilni zrakoplovi će imati jednostavne strukture krila, a vojni zrakoplovi zahtijevaju složeniju strukturu jer podliježu većim opterećenjima.

Materijali od kojih su se izrađivala krila su tkanina i drvo, krila modernih zrakoplova su izrađena od metala. U današnje vrijeme, razvojem tehnologije sve se više primjenjuju kompozitni materijali zbog velike čvrstoće, male težine i glatkih površina.

Elementi konstrukcije krila, kao što se vidi na slici 1., su: ramenjače, rebra, uzdužnice, oplata, napadna ivica, izlazna ivica, vrh krila, upornice, krilca, zakrilca, pretkrilca, aerodinamička kočnica, winglet, vorteks generatori, itd. [1]



Slika 1. Elementi konstrukcije krila [1]

## 2.1 Aerodinamika krila

Na zrakoplov tijekom leta djeluju četiri sile prikazane na slici 2.:

- Težina;
- Sila otpora;
- Sila uzgona;
- Vučna ili potisna sila.



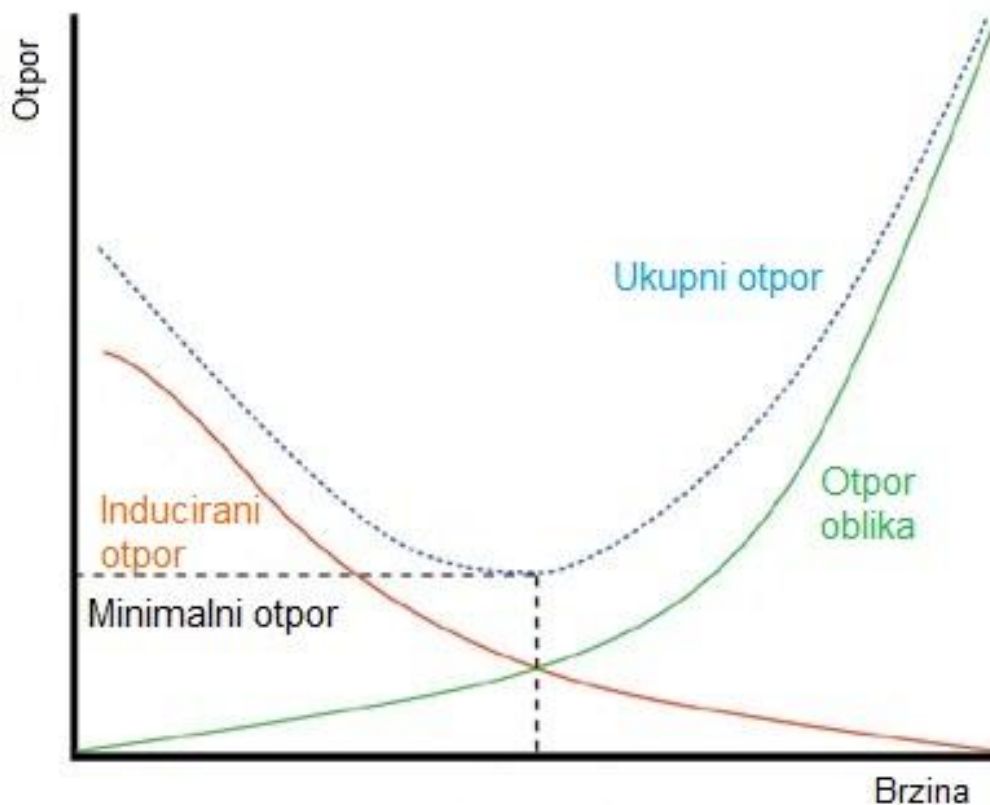
Slika 2. Djelovanje sila na zrakoplov tijekom ustaljenog horizontalnog leta [2]

Potisna sila se formira od pogonskog sustava koji može biti klipni, mlazni ili raketni. Kod mlaznih motora pogon nastaje unutrašnjim izgaranjem smjese goriva i zraka, te istjecanje nastalog mlaza velikom brzinom kroz posebno oblikovane mlaznice.

Sila otpora se javlja prolaskom krutog tijela kroz fluid, a ovisi o obliku, veličini, položaju i glatkoći površina tijela, te gustoći zraka, brzini kretanja tijela i razlikama u tlakovima oko krila. Grafikon 1. prikazuje ovisnost otpora o brzini, gdje se povećanjem brzine smanjuje inducirani otpor, a povećava otpor oblika.

Dakle, otpori koji se javljaju strujanjem zraka oko krila su:

- Inducirani otpor;
- Profilni otpor
  - Otpor interferencije – otpor koji se javlja na spoju dva aerodinamička elementa
  - Otpor stlačivosti – javlja se pri velikim brzinama zbog pojave udarnih valova;
  - Otpor trenja – otpor koji ovisi o glatkoći površine krila;
  - Otpor oblika – ovisi o dimenzijama i obliku. [3]



Grafikon 1. Krivulja otpora za tijelo u stabilnom letu [3]

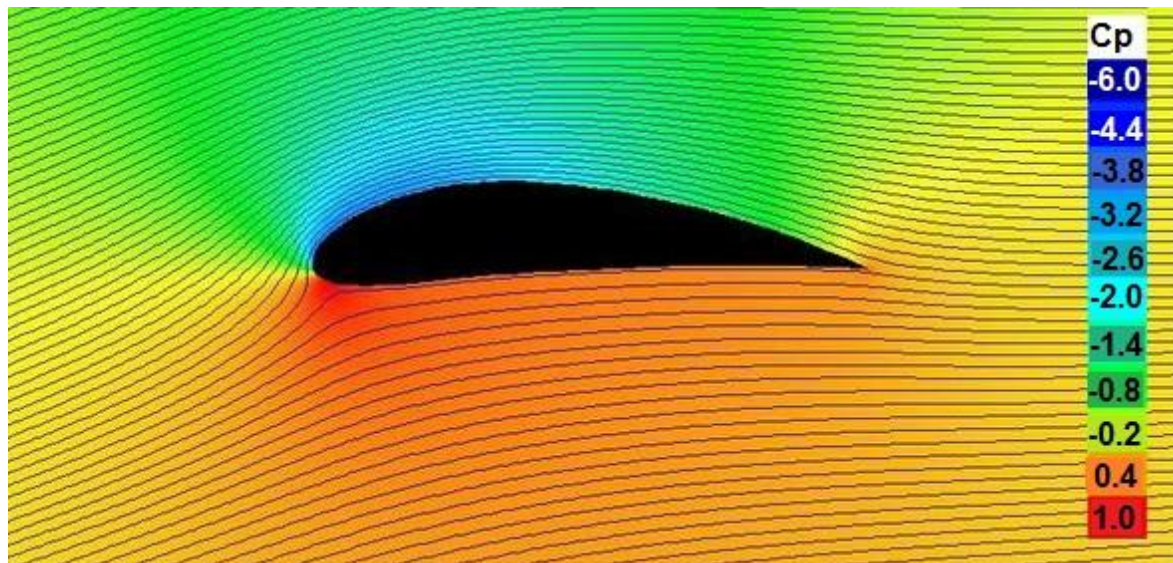
Inducirani otpor se javlja na vrhovima krila zbog prestrujavanja visokog tlaka s donje strane krila s niskim tlakom na gornjoj strani tada dolazi do vrtloženja zraka i stvaranja vrtložne plohe u kojoj se pri sniženom tlaku kondenzira voda, a vrtlozi postaju vidljivi. Kako bi se smanjio potrebno je povećati vitkost krila zbog manjih razlika u tlakovima što dovodi do slabijih vrtloga na vrhovima krila. Osim o vitkosti krila inducirani otpor ovisi o obliku i napadnom kutu krila.

Napadni kut krila ( $\alpha$ ) je kut o kojem direktno ovisi veličina uzgona, ali i otpora. Povećanjem napadnog kuta do kritičnog napadnog kuta povećava se uzgon i u toj točki uzgon je maksimalan, nakon te točke dolazi do odvajanja strujnica zraka, turbulencije i sloma uzgona. Kod većine zrakoplova kritični napadni kut je oko  $15^\circ$ . Otpor konstantno raste s porastom napadnog kuta zbog otpora oblika.

Geometrijski napadni kut ( $\alpha$ ) je kut između pravca tetive aeroprofila i pravca neporemećenog strujanja. Kod simetričnih aeroprofila se ne stvara uzgon pri napadnom kutu od  $0^\circ$  zbog simetričnog strujanja odnosno simetrične raspodjele tlakova. Asimetrični aeroprofil ne stvaraju uzgon u području napadnog kuta nultog uzgona ( $\alpha_{z0}$ ). Napadni kut nultog uzgona se nalazi u području  $-5 < \alpha_{z0} < 0$ , a to je kut između pravca slobodne brzine i tetive aeroprofila nultog uzgona. [4]

Silu uzgona uzrokuje razlika u tlakovima zraka koji struji oko krila zbog njegovog oblika. Gornja strana krila ima veću površinu i veću zakrivljenost što dovodi do povećanja brzine a time se tlak smanjuje, dok je na donjoj strani obrnuto. Raspodjelu

tlaka oko aeroprofila može se prikazati pomoću koeficijenta tlaka  $c_p$  - manji  $c_p$  znači niži tlak, a veći  $c_p$  viši tlak (Slika 3.).



Slika 3. Raspodjela tlaka oko aeroprofila[5]

Sila uzgona se formira pomoću krila, horizontalnih repnih površina i trupa zrakoplova, za dodatno povećanje uzgona koriste se razni mehanizmi kao što su pretkrilca, zakrilca, uređaji za kontrolu graničnog sloja, itd. Najvećim dijelom krilo formira uzgon. Zbog težnje za sve većim brzinama zrakoplova nužan je razvoj krila, odnosno promjene oblika, profila, materijala i dodavanja dodatnih mehanizama za povećanje uzgona i otklanjanja otpora.

Učinak tla je pojava koja se ponekad javlja pri niskom letu, najčešće zadaje probleme prilikom slijetanja. Do tog fenomena dolazi zbog zraka koji ostaje između krila i površine tla, formirajući zračni jastuk koji dovodi do povećanja uzgona i smanjivanja otpora, a time ne dopušta slijetanje već zrakoplov lebdi iznad tla. Učinak tla je zamijećen u samim počecima letenja. [12]

## 2.2 Vrste krila

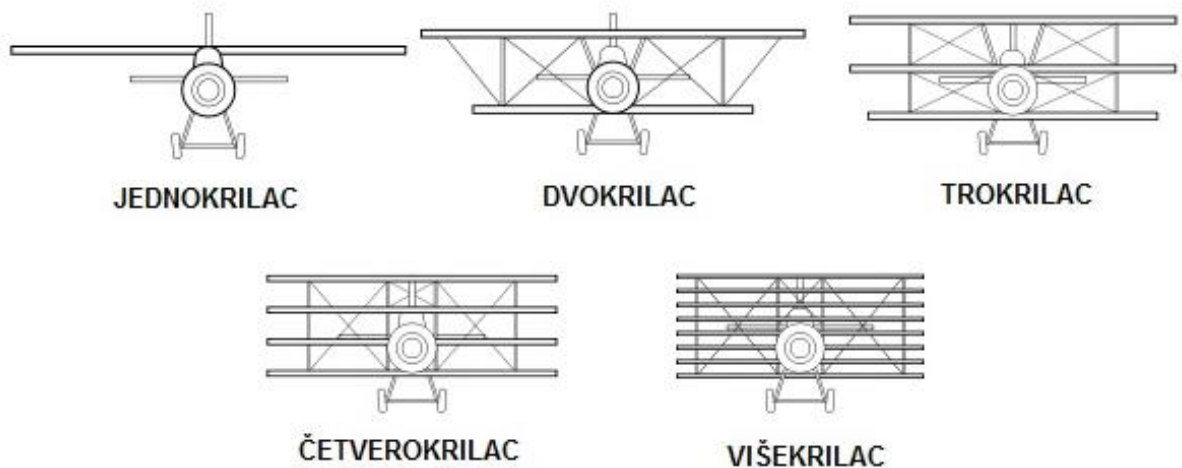
Ovisno o namjeni, svrsi, vrsti i proizvođaču zrakoplova postoje različite konfiguracije krila koje moraju zadovoljiti postavljene zahtjeve. Za vojne zrakoplove se u pravilu koriste delta i strelasta krila radi postizanja većih brzina, a za zrakoplove generalnog zrakoplovstva nema uobičajene vrste krila već varira od modela do modela. Područje primjene određene konfiguracije krila nije striktno definirano. Kroz povijest je razvoj tehnologije težio ka sve boljim i raznovrsnijim tehničkim rješenjima. Danas se može naići na zrakoplove s jednostavnom izvedbom krila, njihove modifikacije pa sve do futurističkih izvedbi.

Postoji mnoštvo podjela krila – prema broju krila, mjestu i načinu spajanja s trupom zrakoplova, prema formi, repnim i nosnim površinama, itd. Pojedini zrakoplovi

su konstruirani tako da se jasno ne vidi prijelaz između krila i trupa kao što su B-2 Spirit s letećim krilom, Lockheed SR-71 koji ima jedva vidljiv prijelaz između trupa i krila radi reduciranja otpora, te X-24 zrakoplov bez jasno vidljivih krila.[6]

### 2.2.1 Broj krila i mjesto spajanja na zrakoplov

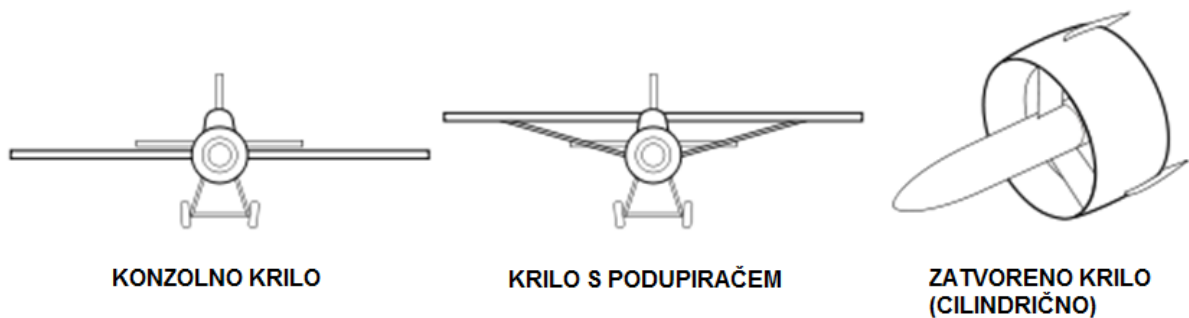
Zrakoplovi prema broju krila se mogu podijeliti na: jednokrilce, dvokrilce, trokrilce, četverokrilce i višekrilce (slika 4.). Jednokrilci se prema položaju krila u odnosu na trup još dijele na niskokrilce, srednjekrilce, rameno krilo, visokokrilce i parasol krilo. Kod zrakoplova s više krila ona se najčešće postavljaju jedna iznad drugih, ali mogu biti i jedno iza drugog. Ta vrsta krila se naziva „stagger“ ako su krila na različitim razinama ili tandem ako su na istoj razini.



Slika 4. Konfiguraciju ovisno o broju krila na zrakoplovu[6]

### 2.2.2 Načini spajanja krila s trupom zrakoplova

Kako bi krila stajala u potrebnom položaju moraju biti kruta i čvrsta, što ih može otežati, takva krila se nazivaju konzolna krila, ona su samopodupirajuća, njihova noseća struktura je smještena ispod oplata. Poduprijeta krila nastaju dodavanjem vanjskih podupirača smanjujemo težinu krila, ali takav postupak uzrokuje veće otpore kod većih brzina. Zatvorena krila podrazumijevaju spajanje krila, a time se smanjuje aerodinamički gubitak. Dijelevaju se na kutijasto, cilindrično, romboidno i prstenasto krilo (slika 5.).



Slika 5. Konfiguracija krila ovisno o načinu spajanja na trup zrakoplova [6]

### 2.2.3 Forma krila

Gledajući krilo odozgo ili odozdo, krilo se može podijeliti na kategorije prema: vitkosti krila, strijelji krila, obliku duž raspona krila i asimetričnoj formi krila. [6]

Prema vitkosti krila se dijele na:

- krila male vitkosti – to su kratka, široka i strukturalno efikasna krila koja se najčešće koriste za borbene zrakoplove;
- krila umjerene vitkosti – krilo srednje duljine i širine, te je najčešće u uporabi;
- krila velike vitkosti – tanka i duga krila koja proizvode malo induciranog otpora, koriste se za subsonične zrakoplove koji lete na velikim visinama.

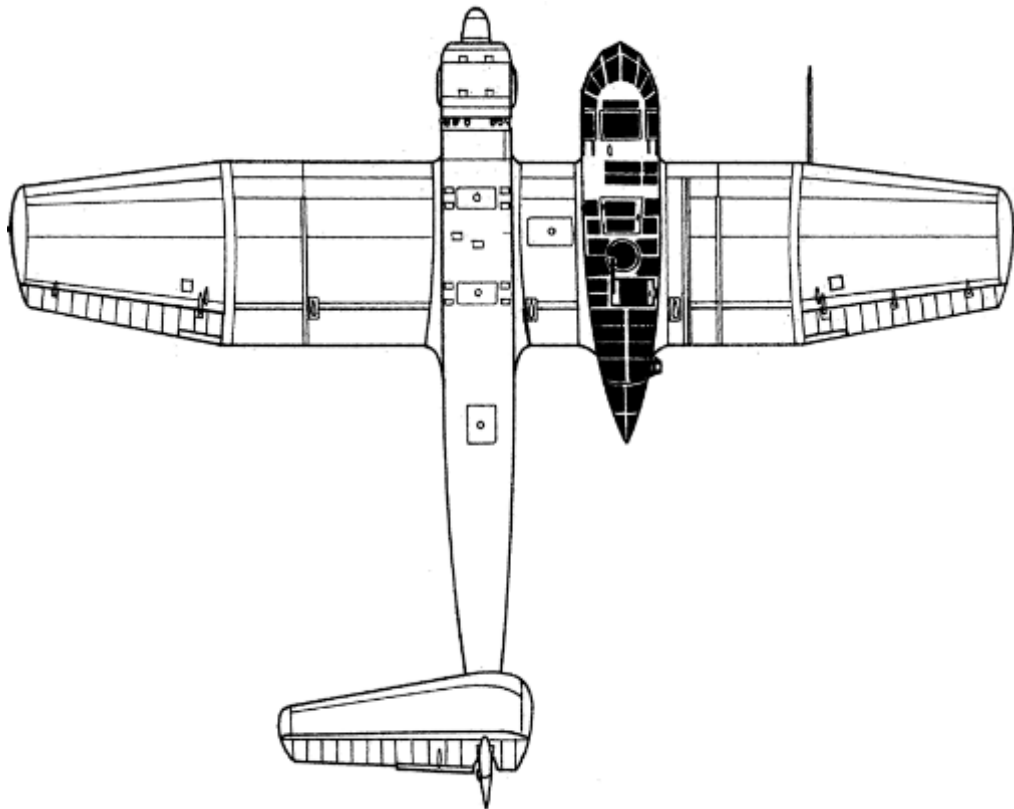
Prema strijelji krila mogu se podijeliti na:

- ravno krilo – strukturalno je najučinkovitije, uobičajeno za spore zrakoplove;
- strijela unaprijed – postoje manji gubitci na vrhovima krila što omogućuje izradu manjeg krila, ali s većom krutosti;
- strijela unatrag – koristi se za zrakoplove koji lete velikim brzinama, stvaraju manji otpor i teško su upravljivi pri malim brzinama.

Prema obliku duž raspona krila:

- eliptično krilo;
- krilo konstantne tetive;
- sužavajuće krilo;
- trapezno krilo;
- sužavajuće na spoju;
- krilo konstantne tetive sa sužavajućim vanjskim dijelom;
- delta krilo.

Asimetrična forma krila znači da krila nisu jednaka s lijeve i desne strane zrakoplova. Primjer zrakoplova s takvom konfiguracijom krila je njemački ratni zrakoplov BV 141 (slika 6).



Slika 6. Asimetrična forma krila zrakoplova BV 141 [6]

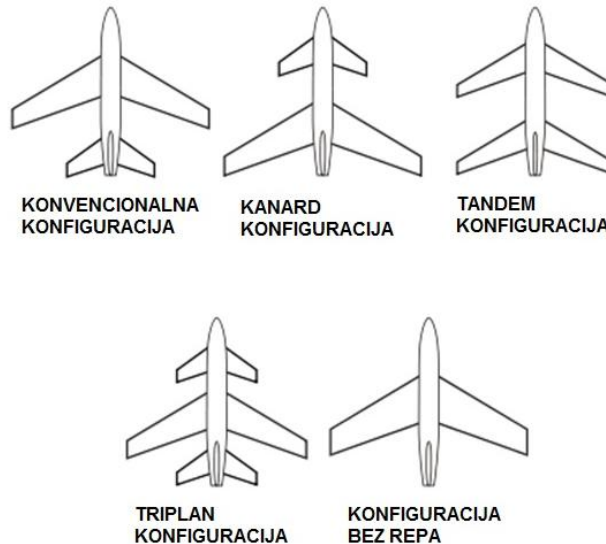
#### 2.2.4 Površine na repu i nosu zrakoplova

Svrha površine na repu i nosu zrakoplova je kontrola i stabilizacija. Repne površine se dijele na vodoravne i okomite, odnosno to su horizontalni i vertikalni stabilizatori. Prednji dio je obično fiksiran, a stražnji dio pomičan. Na horizontalnom stabilizatoru se nalazi kormilo visine, a na vertikalnom kormilo smjera.



Konfiguracije repnih i nosnih površina su (slika 7.):

- konvencionalna konfiguracija;
- kanard konfiguracija – Saab 37 Viggen;
- tandem konfiguracija – Rutan Quickie;
- triplan konfiguracija – Sukhoi Su-33, Piaggio P 180 Avanti;
- konfiguracija bez repa – Short SB.4 Sherpa.



Slika 7. Konfiguracije repnih i nosnih površina [6]

### 2.2.5 Kut pregiba krila

Radi povećanja stabilnosti krila se mogu postaviti pod određenim kutom. Kut pregiba može biti pozitivan (dihedral) i negativan (anhedral). Postoje i neke varijacije na temu, odnosno modifikacije na osnovnu formu zbog bolje vidljivosti iz kokpita, smanjenja težine samog zrakoplova i sl. Modificirane izvedbe su: galeb krilo (PZL P.11), obrnuto galeb krilo (Junkers Ju 87), krilo lomljenog vrha prema gore (F-4 Phantom II) ili prema dolje (XP-56 Black Bullet), prikazano na slici 8.

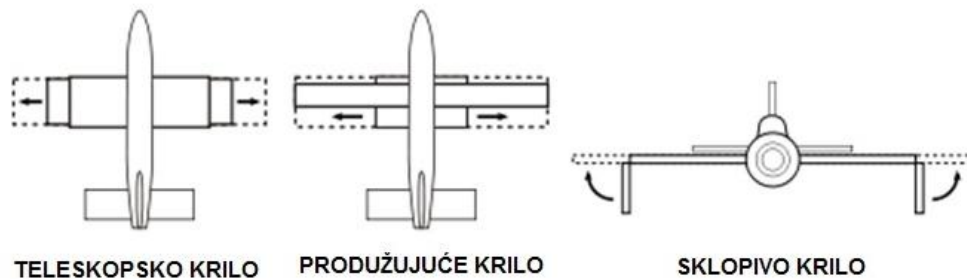


Slika 8. Vrste krila prema kutu pregiba [6]

## 2.2.6 Promjenjiva geometrija krila

Zrakoplovi s promjenjivom geometrijom imaju mogućnost promjene konfiguracije krila tijekom samog leta na način da krila mijenjaju formu i tetivu krila.

Promjenjive forme krila (gledano odozgo ili odozdo) su: krilo promjenjivog kuta nagiba (Bell X-5), nakrivljeno krilo (NASA AS-1), teleskopsko krilo (FS-29 TF), sklopivo krilo (XB-70 Valkyrie) i produžujuće krilo. Slika 9. prikazuje neke moguće promjene geometrije krila. Teleskopsko i produžujuće krilo funkcioniraju na sličnom principu razlika je u načinu razvlačenja. Kod teleskopskog krila se cijelo krilo skraćuje odnosno produžuje, dok kod produžujućeg jedan dio krila je fiksiran cijelo vrijeme, a drugi dio se razvlači ili uvlači prema potrebi. Sklopiva krila pri polijetanju islijetanju ima klasičnu formu, a kod letova većih brzina vrhovi krila se zakreću prema dolje za  $90^\circ$ .



Slika 9. Načini produžavanja i skraćivanja krila [6]

Mijenjanjem tetive krila se dijele na:

- krilo promjenjivog zahvata,
- krilo promjenjive zakrivljenosti,
- krilo promjenjive debljine.

## 3. KRILA S PROMJENJIVOM ZAKRIVLJENOŠĆU

Krilo zrakoplova je najkritičniji element njegove konstrukcije zato što letne sposobnosti zrakoplova najviše o njemu ovise. Osnovne geometrijske osobine aeroprofila krila (poprečnog presjeka krila) su: središnjica, tetiva, debljina i zakrivljenost aeroprofila. Zakrivljenost aeroprofila podrazumijeva najveću međusobnu udaljenost između osi i srednje linije profila, izražava se u postocima. Prema najvećoj relativnoj krivini krila se dijele na krila male (0-2%), srednje (2-4%) i velike (>4%) krivine.

Prvotno su se za povećanje zakrivljenosti koristila zakrilca, krilca i pretkrilca, a zatim se kao moguće rješenje pojavljuje ideja o krilima s promjenjivom zakrivljenošću koja bi trebala otkloniti takve probleme. Problemi koji nastaju kod zakrilca, krilca i pretkrilcasu stvaranje glatke površine kad nema otklona. Rješavanje tog problema očituje se u smanjenoj upravljivosti i smanjenju uzgona pri otklonu, tj. dolazi do zatvorenog kruga. Ideja o krilu promjenjive zakrivljenosti (VCW – Variable Camber Wing) je zaživjela pokretanjem projekta Advanced Fighter Technology Integration (AFTI) koristeći zrakoplov F-111 opremljenog prilagodljivim krilom (MAW - Mission Adaptive Wing). MAW podrazumijeva kombiniranje promjenjive geometrije krila sa sustavom kontrole za automatsku promjenu geometrije krila prema unaprijed definiranim načinima rada. Cilj je izraditi procjenu učinkovitosti krila za buduće letove u vojne i civilne svrhe.

### 3.1 Optimizacija aeroprofila

U početku zrakoplovstva, dok su brzine bile male (reda veličine brzine današnjih automobila), krilu se nije pridodavala posebna važnost. Cilj je bio postići dovoljan uzgon i otpornost na mehanička naprezanja koja su se javljala. Povećanjem brzina leta problematika konstrukcija krila postaje sve kompleksnija i izbija u prvi plan. Zadaća postaje stvoriti krilo koji će postizati što veći uzgon uz što manji otpor. Također potrebno je ispitati kakvu učinkovitost krilo ima u različitim područjima brzina.

#### 3.1.1 Odnos koeficijenata uzgona i otpora

U zrakoplovstvu koeficijent uzgona ( $C_L$ ) se može definirati kao

$$C_L = L/qS \quad (1)$$

a koeficijent otpora ( $C_D$ )

$$C_D = D/qS \quad (2)$$

Gdje je:

$L$  – sila uzgona [N]

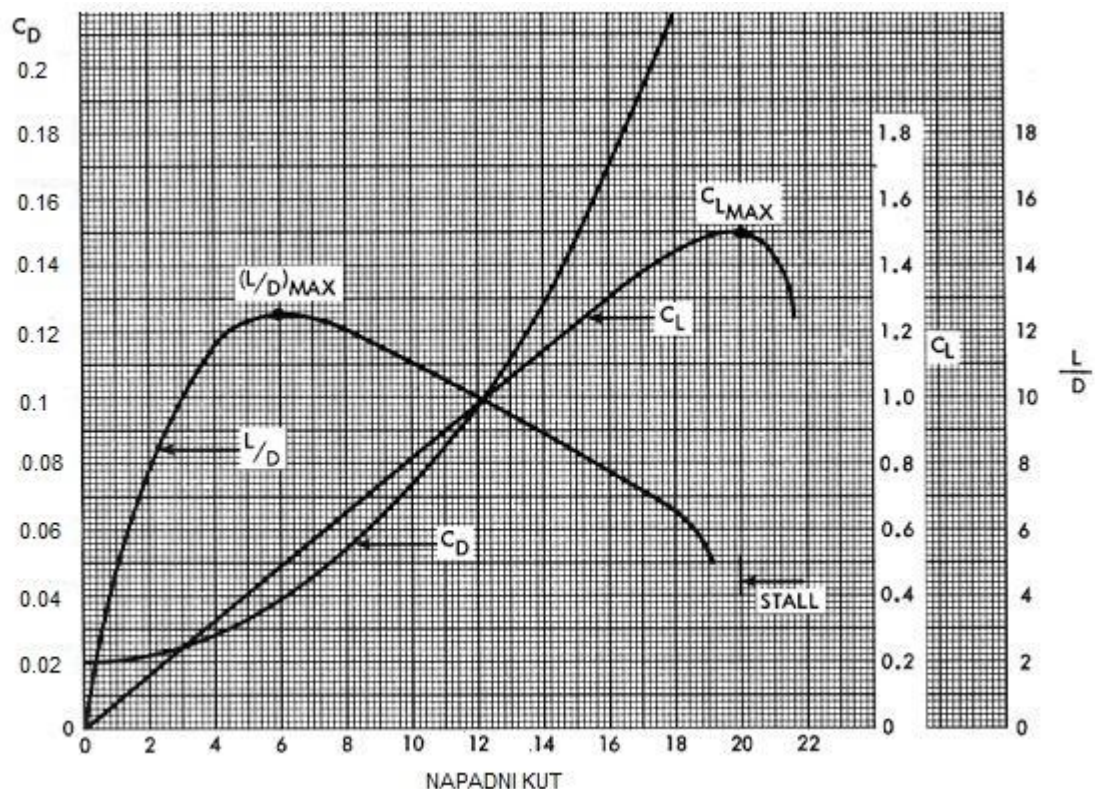
$D$  – sila otpora [N]

$\rho$  – gustoća zraka [ $\text{kg/m}^3$ ]

$S$  – površina krila [ $\text{m}^2$ ]

Koeficijenti uzgona i otpora su kompleksne funkcije koje ovise o parametrima kao što su oblik krila, napadni kut ( $\alpha$ ), Machov broj ( $Ma$ ), Reynoldsov broj ( $Re$ ), i sl. Proračuni koeficijenata uzgona i otpora se mogu dobiti testiranjima u zračnom tunelu ili letnim testiranjem, a najčešće se prikazuju pomoću grafikona (npr.  $C_L = f(\alpha)$ ). Grafikon 2. prikazuje promjenu koeficijenta uzgona ili koeficijenta otpora ovisno o napadnom kutu.

Važna karakteristika za zrakoplove je maksimalan odnos uzgona i otpora ( $L/D$ ), odnosno koeficijenta uzgona i otpora ( $C_L/C_D$ ) koji se postiže u fazi krstarenja. Cilj optimizacije performansi je maksimiranje odnosa  $C_L$  i  $C_D$  u svim letnim uvjetima zato što odnos ima direktan utjecaj na potrošnju goriva. [7]



Grafikon 2. Ovisnost uzgona, otpora i njegovog odnosa o napadnom kutu [9]

### 3.1.2 Utjecaj oblika krila i Machovog broja na aerodinamiku

Machov kritični broj se najčešće kreće u granicama između  $Ma$  0,6 i  $Ma$  0,8, a varira u ovisnosti od oblika profila i položaju profila u odnosu na smjer strujanja tj. o napadnom kutu krila. Povećanje zakrivljenosti profila već s malim otklon zakrilca, nesuperkričnom profilu može potaknuti superkrična svojstva. Otklonom zakrilca povećava se Machov kritični broj zato što se smanjuje maksimalni koeficijent tlaka i dolazi do slabljenja udarnog vala (slika 10.). [7]

a) izlazni rub bez otklona



b) izlazni rub otklonjen prema dolje



Slika 10. Utjecaj otklona zakrilca na udarni val u okozvučnom području [7]

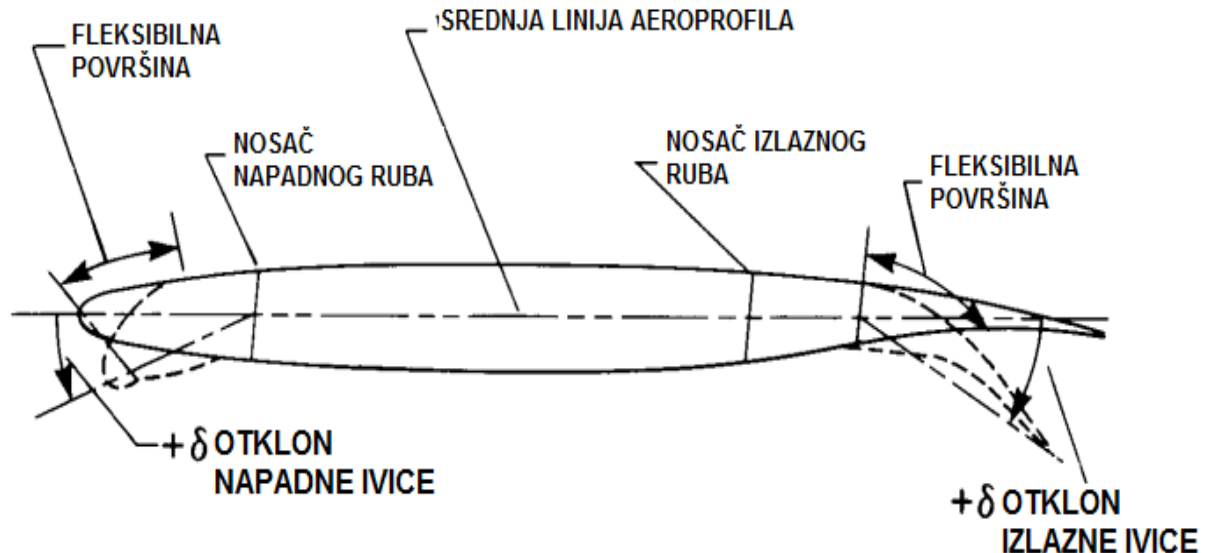
Izlazna ivica krila ima značajan utjecaj na aerodinamiku odabranog profila krila. U podzvučnom području ( $Ma < 1$ ), povećanjem zakrivljenosti profila pomoću otklona zakrilca prema dolje postiže se povećanje koeficijenta uzgona pri konstantnom napadnom kutu ili potrebu za manjim napadnim kutom kod fiksno koeficijenta uzgona.

## 3.2 Projekt AFTI

Projekt AFTI (Advanced Fighter Technology Integration) se bavi ispitivanjem utjecaja MAW-a na vojni zrakoplov F-111. MAW je superkrično krilo promjenjive zakrivljenosti koje omogućava visoku razinu aerodinamičke učinkovitosti u podzvučnom, okozvučnom i nadzvučnom području zadržavajući glatku površinu u svim uvjetima leta.

### 3.2.1 Konstrukcija MAW krila

Krilo ima fleksibilnu napadnu i izlaznu ivicu prilagodljivu u letu za osiguravanje gotovo idealnog oblika krila ovisno o režimu leta. Napadna ivica ima mogućnost otklona do  $15^\circ$ , a izlazna do  $40^\circ$ , kao što je prikazano na slici 11. [8]



Slika 11. MAW s otklonima napadne i izlazne ivice [8]

Oplate rubova su izrađene od fleksibilnog kompozitnog materijala ojačanog karbonskim vlaknima. Podešavanje položaja se vrši putem potisnika koji su međusobno vezani šipkama, te okretnih podiznika koji prenose pokrete na pomični dio krila.

Promjena profila je moguća u vrlo kratkom vremenu, potrebna je samo sekunda za maksimalne otklone rubova. Te brzine osiguravaju kvalitetan sustav za prijenos koji se sastoji od rotacijskih akuatorskih reduktora, a dodatno osiguranje čine hidraulički akumulatori koji daju potreban pritisak u sustavu (ako je nužan). Visoku razinu sigurnosti osiguravaju zasebni akuatorski sklopovi u svakom pokretnom segmentu. Dakle, svi ovi neovisni pokretni dijelovi krila kompliciraju konstrukciju krila kao i sama težnja za superkričnim aeroprofilom.

Osim rubova krila i vrh krila je promjenjiv, njegova zakrivljenost se mijenja u skladu sa zakrivljenošću rubova. Promjena nagiba izvedena je pomoću dvije ploče spojenih tako da čine škarasti spoj na koji je vezan vršni dio od elastomera. Razlog ovakve izvedbe je smanjenje mogućnosti nastanka turbulencija na vrhovima koje bi značajno opteretile krilo. [8]

Zrakoplov je sposoban letjeti velikim brzinama  $Ma > 2$ , pri kojima se javlja poprilično zagrijavanje površine zbog otpora zraka, te je bilo potrebno nalaženje načina obrade kompozitnog materijala koji može izdržati takva termička i mehanička opterećenja. Smanjenjem udjela karbonskih, a povećanjem udjela staklenih vlakana

se postigao željeni rezultat. Ovakav materijal ima pogodan faktor elastičnosti, duži životni vijek od bilo kojeg klasičnog metalnog materijala koji se primjenjuje u zrakoplovnim konstrukcijama.

### 3.2.2 Letna ispitivanja

U svrhu promatranja ponašanja krila 1985. godine započinju letni testovi u normalnim letnim uvjetima. Radi provjere koncepta izvedeno je 59 letova. Tijekom ispitivanja promjena krila se obavljala ručno, kako bi se postigle kritične vrijednosti naprezanja i opterećenja i u sigurnim režimima leta. Krilom je ručno upravljao pilot, a osim takvog podešavanja predviđena ju ugradnja automatskog sustava.

MAW ima automatski sustav za promjenu geometrije krila definiranu načinima rada. Četiri unaprijed definirana osnova moda rada krila su:

1. Zakrivljenost pri krstarenju – maksimizira učinkovitost zrakoplova u horizontalnom letu, a promjenom zakrivljenosti napadne i izlazne ivice do stalne brzine osigurava maksimalan odnos uzgona i otpora.
2. Zakrivljenost pri manevriranju – ovaj mod omogućuje takvo prilagođavanje krila kod kojeg zrakoplov može duže i s manjim lukom biti u zaokretu bez gubitka brzine, dok kod konvencionalnog krila dolazi do povećanja luka zaokreta i pada brzine.
3. Kontrola opterećenja u manevru – aktivira se kada zrakoplov dosegne maksimum opterećenja, tada se smanjuje zakrivljenost krila kako bi se smanjio uzgon, a ujedno i opterećenje. Preliminarni zaključci su da ovaj mod smanjuje moment svijanja korijena krila za 10 – 20% i generalno smanjuje ostala opterećenja na krilu za 5 – 15%.
4. Povećanje upravljivosti/ smanjenje udara – namjena je trenutno povećanje manevarbilnosti bez negativnih posljedica na stabilnost zrakoplova tako da se poveća zakrivljenost krila kako bi se uzgon održao na konstantnoj vrijednosti. [10]

Ova četiri moda rada pokazuju da postoji zrakoplovno krilo koje omogućuje brže ulaženje u manevar i bolje ponašanje samog zrakoplova pri manevriranju u odnosu na ostale konvencionalne izvedbe krila.

### 3.3 Promjenjiva geometrija izlaznog ruba

FlexSys<sup>1</sup> od 2001. godine projektira, izrađuje i testira strukturu fleksibilne izlazne ivice. Materijali od kojih je sastavljena su u stanju mijenjati zakrivljenost od  $-9^\circ$  do  $40^\circ$ , također omogućava brzu promjenu zakrivljenosti od  $30^\circ/s$ . Rezultat toga je bolje stvaranje uzgona, veća izdržljivost na opterećenja od bilo kojeg drugog krila konvencionalnog dizajna.

Provedena su tri testa (2005., 2006. i 2014. godine.) kako bi se dokazala učinkovitost i isplativost ovog koncepta. Koncept je zadovoljio sve rigorozne testove kao što su utjecaj okoline, opterećenja, kemikalija i sl. Provedeno je i istraživanje o tome što ugledni svjetski znanstvenici misle o konceptu, gdje su sva mišljenja bila pozitivna.

Tehnološki zaključci:

- Smanjenje potrošnje goriva od 3,5% do 12%;
- Smanjenje buke do 40%;
- Visoka pouzdanost;
- Pобољшanje upravljivosti;
- Manja težina;
- Dizajniran od visoko kvalitetnih materijala omogućava visoku razinu otpornosti na:
  - izlaganje kemikalijama,
  - na UV zračenje,
  - promjene temperature od  $-54^\circ\text{C}$  do  $82^\circ\text{C}$ . [11]

### 3.4 Primjena promjenjive geometrije krila na širokotrupnim zrakoplovima

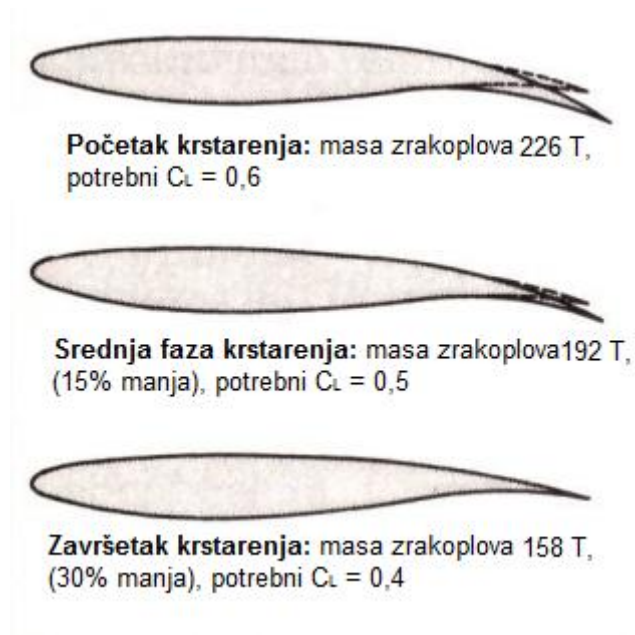
Projekt AFTI potaknuo je interes za sličnim tehnološkim rješenjima na širokotrupnim zrakoplovima Airbus A330, A340, A350XWB, Lockheed L-1011 i sl., kao i na raznim bespilotnim letjelicama.

Konvencionalno krilo (krilo nepromjenjive geometrije) kod Airbusa A 330/340 optimizirano je određeni Machov broj i koeficijent uzgona  $C_L$  zato kod promjene režima letadolazi do gubitaka. Krilo promjenjiva zakrivljenosti ima podjednaku učinkovitost pri različitim režimima leta odnosno kod odstupanja Machovog broja i koeficijenta uzgona od zadanih njihovih vrijednosti. Potreba za ovakvom vrstom krila dolazi zbog značajne promjene mase zrakoplova što pri dugim letovima smanjuje i potrebnu silu uzgona, te zadržava optimalnu poziciju zrakoplova za minimalni potisak tijekom leta.[10]

---

<sup>1</sup> FlexSys - tvrtka koje se bavi istraživanjima o promjenjivim, prilagodljivim površinama zrakoplovnih struktura.





Slika 12. Utjecaj duljine leta na masu zrakoplova i CL kod A 330/340 [10]

Prednosti usvajanja koncepta kod putničkih zrakoplova A 330/340 su smanjenje potrebnog koeficijenta uzgona i mase zrakoplova (slika 12.) što uzrokuje:

- Povećan odnos uzgona i otpora L/D za 9%;
- Smanjena potrošnja goriva za oko 3%;
- Manje emisije štetnih plinova;
- Povećanje doleta;
- Smanjen *buffeting*.

Unatoč dovoljnim prednostima Airbus je odbacio implementaciju koncepta na A 330/340 zbog dodatne mehaničke složenosti sustava. Takva izvedba povećava troškove proizvodnje koji se ne isplate zbog relativno malih ušteda goriva. Razvojem tehnologije Airbus ipak odlučuje primijeniti koncept promjene zakrivljenosti krila na A 350XWB zrakoplovu.

## 4. KRILA S PROMJENJIVIM KUTOM NAGIBA

Krila s promjenjivim kutom nagiba, engl. swept wing (SW) su krila koja mijenjaju kut u odnosu na uzdužnu os zrakoplova. Mogu se podijeliti u dvije skupine, na simetrične i asimetrične u odnosu na uzdužnu os zrakoplova prilikom otklona. Simetrični (swing-wing) su oni kod kojih dolazi do promjene kuta strijele, a kod asimetričnih (oblique wing) dolazi do rotacije krila u odnosu na određenu točku, odnosno kod simetričnih se oba krila istovremeno otklanjaju unazad, dok kod asimetričnih jedno ide prema gore drugo se otklanja prema dolje.

Prvi eksperimentalni zrakoplov s krilom promjenjivog kuta nagiba je Messerschmitt Me P.1011 čiji je razvoj započeo tijekom II svjetskog rata u Njemačkoj. Završetkom rata prekinut je eksperiment, te je ostalo na tome da se promjena kuta nagiba krila može izvršiti samo na tlu. Ubrzo nakon rata zrakoplov je poslan u SAD gdje američka kompanija Bell na temelju njega započinje s razvojem eksperimentalnog zrakoplova X-5 (1951. godine), a godinu kasnije i Grumman lovca XF10F-1 Jaguar. Bell X-5 nije bio namijenjen za proizvodnju već samo za istraživačke svrhe, dok je Grumman XF10F-1 Jaguar prvobitno trebao biti prvi borbeni zrakoplov sa serijskom proizvodnjom, no to se ipak nije dogodilo zbog tehničkih problema zbog čega se odustaje od proizvodnje. Bell X-5 je imao mogućnost promjena kuta nagiba krila od  $20^\circ$  do  $60^\circ$ , maksimalna brzina mu je iznosila 1.150 km/h, domet 1.200km, a Grumman XF10F-1 Jaguar ima promjenu nagiba od  $13,5^\circ$  do  $42,5^\circ$ , maksimalnu brzinu od 1.100km/h i domet od 2.670km. [15]

Prvi borbeni zrakoplov koji uspješno primijenio krilo s promjenjivim kutom nagiba je F-111A za potrebe američkog ratnog zrakoplovstva. Prvi let je obavljen 1964. godine. Pozitivni rezultati probnih letova su doveli do velike zainteresiranosti. Ovakav tip zrakoplova (krila) zahtjeva kratke uzletno-sletne staze, dugog je dometa i postizao je velike brzine ( $Ma=2,5$ ). Šezdesetih i sedamdesetih godina prošlog stoljeća je gotovo polovina vojnih zrakoplova usvojila koncept krila s promjenjivim kutom nagiba.

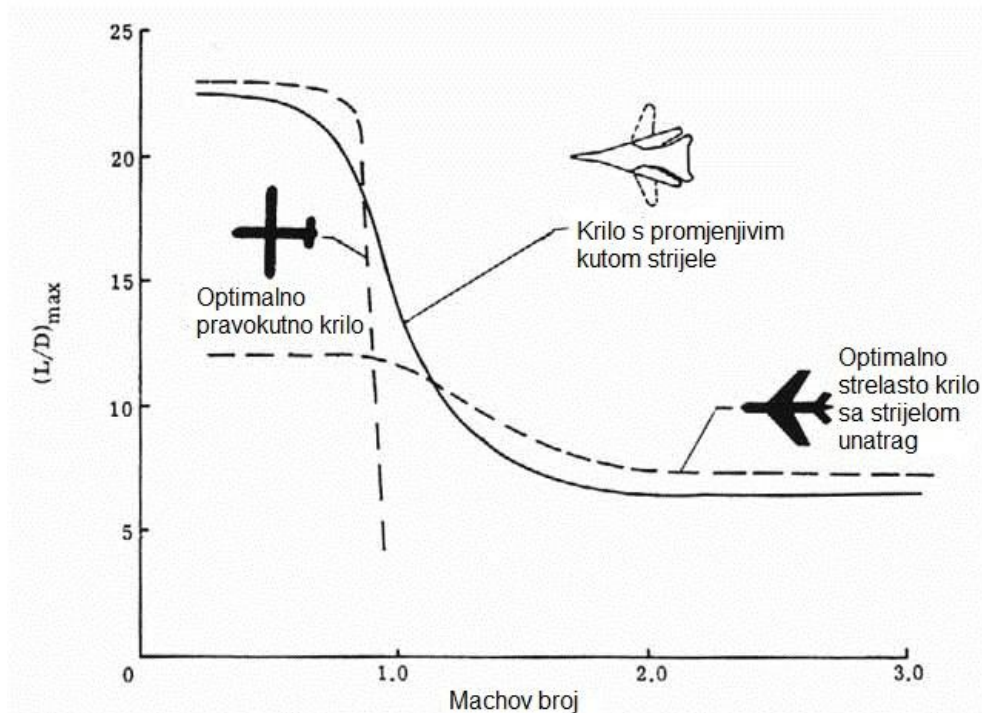
### 4.1 Krilo s promjenjivim kutom strijele

Krilo ima izrazit utjecaj na uzgon, otpor, stvaranje udarnih valova, brzinu i sl. Svaki tip krila ima neke aerodinamičke prednosti i nedostatke. Stvaranje krila s mehanizmom koji omogućava kombinaciju različitih otklona u odnosu na uzdužnu os zrakoplova u ovisnosti o letnim uvjetima, poboljšava aerodinamičke performanse samog zrakoplova. Na taj način se pokušavaju otkloniti nedostaci, a povećati prednosti cijelog krila.

### 4.1.1 Prednosti i nedostaci

Za letove u nadzvučnom području primjenjuju se različite tehnike za smanjenje otpora, kao i pravilan dizajn. Pojava udarnih valova je jedan od segmenta otpora koji se događa kod  $Ma > 1$ , pa tako i najveći otpor malo poslije  $Ma = 1$ . Do udarnog vala dolazi zbog različitih brzina i smjerova strujanja fluida, u ovom slučaju zraka, preko gornje površine krila.

Strelasto krilo sa strijelom unatrag se koristi kako bi se minimizirala pojava udarnih valova u okozvučnom i nadzvučnom području, međutim u podzvučnom području javljaju se nedostaci kao što veliki inducirani otpor i potreba za velikim napadnim kutem za ostvarivanje maksimalnog uzgona. Pravokutno krilo nema takvih nedostataka. Zrakoplov dizajniran s krilom promjenjivog kuta strijele ima mogućnost odabira optimalnog kuta strijele za određeni letni režim, što omogućava bolju aerodinamičku učinkovitost od konvencionalnog krila, što dobro prikazuje grafikon 3.



Grafikon 3. Varijacija  $(L/D)_{max}$  u odnosu na Machov broj za fiksno i promjenjivo krilo [13]

Dobro ponašanje zrakoplova je pri minimalnom kutu nagiba strijele, odnosno kada su krila pod najvećim kutom u odnosu na uzdužnu os zrakoplova. Tada se stvara najveći uzgon relativno debelog aeroprofila, uz smanjeno vrtloženje fluida na vrhovima krila. Ovakva konfiguracija je nepogodna za supersonične i transonične uvjete leta. Povećanjem zakošenja krila odnos  $L/D$  u odnosu na Machov broj pada za konstantu vrijednost brzine u području  $M < 1$ . Za održavanje konstantne vrijednosti odnosa  $L/D$  kod povećanja brzine potrebno je povećanje kuta strijele. Dakle, ovo krilo omogućava zadovoljavanje konstantnosti  $L/D$  u odnosu na Machov broj u širokom području brzina, što bitno povećava sigurnost leta.

U nadzvučnom području krila s velikim kutom strijele smanjuju otpor zbog udarnog vala na minimum zbog približavanja superkritičnosti aeroprofila. Usporedbom odnosa specifičnih potisaka i otpora zraka jasno se vide prednosti ovakvog krila. Za usporedbu će poslužiti američki zrakoplovi F-14A i F-15A. F-15A razvija 25% veću potisnu snagu u odnosu na F-14A, no posjeduje fiksna strelasta krila pod kutem od  $45^\circ$ , dok F-14A ima krilo promjenjivog kuta nagiba  $23^\circ$ - $72^\circ$ . Zbog većeg nagiba strijele F-14A postiže jednaku brzinu kao i F-15A, a ima bolji odnos uzgona u odnosu na otpor fluida koji dovodi do smanjenja potrošnje goriva. [14]

Kod konvencionalnih krila pri niskim letovima s povećanom brzinom, javljaju se udari zračnih struja koji utječu na sigurnost i udobnost leta, a u ekstremnim slučajevima mogu dovesti do gubitka kontrole, što može završiti katastrofom. Pri brzini od  $Ma=0,8$  tolerancija posade na udare vjetra, kod konvencionalne konstrukcije krila, iznosi do 5 minuta. Kod swing-wing krila se produžuje na gotovo sat vremena zbog smanjenja aspekta krila, odnosno okomito ubrzanje krila zbog udara je proporcionalno brzini i uzgonskom zakošenju, a obrnuto proporcionalno opterećenju krila. Smanjenjem aspekta krila, uz povećanje kuta strijele, dobiva se smanjenje uzgorskog zakošenja. Npr. kod zrakoplova F-111 povećanjem strijele sa  $16^\circ$  na  $72,5^\circ$  smanjuje se aspekt sa 7,56 na 1,34. [14]

Tanko krilo velike strijele ima velikih problema tijekom slijetanja i polijetanja. Kod takvog krila koeficijent uzgona  $C_L=1$ . To znači da takvi zrakoplovi zahtijevaju dugačke staze za polijetanje i slijetanje. Krila male strijele i velike debljine u prosjeku imaju koeficijent uzgona oko 2,5.

Dakako, ni krilo promjenjivog kuta strijele nije bez nedostataka. Jedan od nedostataka je povećana longitudinalna nestabilnost zrakoplova. Do toga dolazi tijekom pomicanja krila kada se mijenja središte mase zrakoplova, no zbog malog udjela mase u odnosu na cijeli zrakoplov, promjena i nije značajna.

Povećanjem uzgona pri maksimalnoj strijeli dolazi do spuštanja nosa zrakoplova kako bi se zadržala stabilnost. To uzrokuje potrebe za povećanim otklonom repnih površina zbog uravnoteženja promjena brzine i akceleracije, a time se značajno povećavaju sve sile otpora fluida pri manevriranju. Rješenje ovog problema, koje je danas i najčešće primijenjeno je izvedba krila u dva dijela, od kojih je samo vanjski dio pomični.





Svojevrsan problem je i konstrukcijske naravi, odnosno sam trup zrakoplova mora biti dizajniran tako da se pri velikim kutovima strijele dio krila može smjestiti unutar trupa. Pojedini dizajneri su problem riješili pomoću gumene samonapuhavajuće vreće.

Najveći nedostatak ovog krila je komplicirana izvedba samog mehanizma za pomicanje krila za željeni kut što dovodi do povećanja mase samog zrakoplova čak i do 5%, što više nije zanemarivo. Dakako, smatra se da će ovaj problem uskoro biti riješen zbog stalnog razvoja novih tehnologija. [14]

## 4.1.2 Primjena

Kao što je već prije spomenuto, brojni vojni zrakoplovi su usvojili koncept promjene kuta strijele krila radi postizanja što većih brzina sa što manjim zaletima. Neki od najpoznatijih su F-111A, MiG-23, Panavia Tornado, Rockwell B-1B Lancer, Sukhoi Su-24, Tupolev Tu-160, itd. Tablica 1. prikazuje neke osnovne značajke, kao što su maksimalna brzina, dolet, kut otklona krila itd., najpoznatijih borbenih zrakoplova s promjenjivim kutom strijele.

Tablica 1. Usporedba borbenih zrakoplova s promjenjivim kutom strijele krila [15]

ZRAKOPLOV	F-111	MiG-23	Tu-160	Su-24
KUT OTKLONA KRILA	Od 16° do 72,5°	16°, 45° i 72°	Od 20° do 60°	16°, 35°, 45° i 69°
DOLET	5.900 km	2.820 km	12.300 km	2.775 km
ODNOS POTISKA I TEŽINE	0,61	0,88	0,37	0,60
OPTEREĆENJE KRILA	771 kg/m <sup>2</sup>	420 kg/m <sup>2</sup>	742 kg/m <sup>2</sup>	651 kg/m <sup>2</sup>
MAXIMALNA BRZINA	Ma=2,3	Ma=2,32	Ma=2,05	Ma=1,35
SLIKA				

## 4.2 Ames-Dryden AD-1

Specifično krilo (oblique wing), koje ima sposobnost zaokreta na svojoj središnjoj osovinu samo u jednom smjeru, predstavljeno je na malom zrakoplovu Ames-Dryden AD-1. Razlozi istraživanja su jednaki kao i kod drugih programa - smanjenje brzine slijetanja i potrošnje goriva, a povećanje brzine krstarenja i maksimalne brzine.

Zrakoplov je služio isključivo kao eksperiment za dokazivanje učinkovitosti takvog tipa krila. Najučinkovitije je u okozvučnom i nadzvučnom području - mogućnost rotacije krila je od 0° do 60°. Studija je dokazala da ovakva krila imaju veliki potencijal za vojne zrakoplove zbog nadzvučnih jurišnih sposobnosti. Zrakoplov s takvom konfiguracijom krila ima manju težinu prilikom polijetanja za oko 17%, a ukupna težina zrakoplova je manja za oko 29%.

Razlike između simetričnog (swing-wing) i asimetričnog (oblique wing) krila se mogu podijeliti u 4 skupine:

- Aerodinamika – asimetrična krila imaju bolje aerodinamičke performanse, imaju manji inducirani otpor, kao i ukupni otpor od simetričnog krila.
- Struktura – zglob predstavlja najkritičniji strukturalni dio oba krila, zbog potrebe za visokom pouzdanosti i izdržljivosti na opterećenja. U ovom slučaju je bolje simetrično krilo zbog znatno manjeg opterećenja koje se javlja na zglobu.
- Rukovanje i kontrola – kod asimetričnog krila prilikom rotacije dolazi do pomicanja nosa zrakoplova gore-dolje. Centar mase zrakoplova je uvijek u istoj točki za razliku od simetričnog kod kojeg to izaziva komplikacije u sustavu kontrole.
- Motor– kod simetričnog krila motori se mogu postaviti na trup zrakoplova ili nepomični dio krila dok se kod asimetričnih isključivo postavljaju na trup. [16]

Dakle, prednosti asimetričnog tipa krila u odnosu na simetrični su niži otpori, manja masa (zbog kompleksnijeg i težeg zgloba kod simetričnih), nema pomaka centra mase. A nedostaci su sama asimetričnost zbog koje dolazi do problema prilikom manevriranja, krilo uvijek mora biti na vrhu trupa zrakoplova, a motori isključivo na trupu.

## 5. LETEĆE KRILO

Leteće krilo je bezrepni zrakoplov s fiksnim krilima koji nema jasno određen trup. Posada, teret, gorivo i oprema se nalaze unutar glavne strukture krila. Neke letjelice koje se u potpunosti ne podudaraju s definicijom letećeg krila, također se ubrajaju u tu skupinu. To su letjelice koje imaju trup ili okomite repne površine. Northrop X-216H je primjer zrakoplova koji se ubraja u leteće krilo, a ima horizontalne stabilizatore koji mogu biti na jednom ili više mjesta. Braća Horten su dizajnirali prvi pravi primjer letećeg krila IX V2 (1945. godine), a zatim 1990. godine Northrop radi i svoj primjer takvog dizajna B-2 Spirit prikazanog na slici 13.



Slika 13. B-2 Spirit [17]

Trup i rep zrakoplova stvaraju dodatne otpore, a kako bi se ti otpori uklonili najjednostavnije rješenje je micanje tih površina, što utječe i na smanjenje mase i potrošnje goriva. Takav pristup je doveo do ideje o letećem krilu, a ono se ubraja u aerodinamički najučinkovitiji dizajn zrakoplova s fiksnim krilima. Ograničavajući faktor je nedostatak stabilnosti, što uzrokuje probleme tijekom leta. Rješavanjem problema stabilnosti dolazi do smanjenja prednosti koje ima ovakav koncept. Kao problem se javlja i smještaj posade, motora i korisnog tereta unutar tijela krila. Krilo koje je dovoljno debelo da bi se unutar njega smjestilo sve potrebno, neće imati značajne prednosti u odnosu na konvencionalan dizajn što se tiče otpora i brzine. Razumno rješenje bi bilo tanje krilo opremljeno raznim dodatnim elementima koji bi zadovoljili sve potrebe zrakoplova takve izvedbe.

## 5.1 Povijesni razvoj

Hugo Junkers je patentirao koncept letećeg krila 1910. godine. Smatrao je to prirodnim rješenjem za problem izgradnje zrakoplova koji bi mogao prevesti određen broj putnika i određenu količinu tereta preko Atlantika. Godine 1919. započinje graditi svoj JG1, a dvije godine kasnije je zrakoplov uništen zbog prekoračenja poslijeratnog ograničenja njemačkih zrakoplova.

Opširnija istraživanja započinju sredinom prošlog stoljeća u Njemačkoj (braća Horten i A. Lippisch) i SAD-u (J. Northrop i C. L. Eshelman). U bivšem sovjetskom savezu značajniju ulogu su imali Chizhevskij i Antonov koji su dizajnirali bezrepne zrakoplove BOK-5 i OKA-33 (prvi izrađen Antonov). BIC-26 je bio među prvim zrakoplovima s letećim krilom koji je letio nadzvučnim brzinama ( $Ma=1,7$ ), no zrakoplov nije našao širu primjenu. Njemački zrakoplov Horten Ho 229 je jedan od projekata za produljenje doleta, te je postao najpoznatiji primjer bezrepnih koncepata tog vremena. [18]

Interes za eksperimentima koncepta letećeg krila traje do 50-ih godina prošlog stoljeća kao moguća rješenja za stvaranje bombardera s dugim doletom, koji će smanjiti profilne otpore i ukloniti strukturu koja ne stvara uzgon, te tako olakšati zrakoplov. Konkretni zahtjevi koji stavljeni pred proizvođače su da bombarder treba nositi 4.500 kg korisnog tereta, koji će imati krstareću brzinu od najmanje 400 km/h i dolet od 12.800 km. Tada su stvoreni Northrop YB-35 (koncept letećeg krila koji nije ušao u proizvodnju) i njegova konkurencija Convair B-36 (konvencionalan dizajn zrakoplova). U teoriji YB-35 može prenijeti više tereta brže, letjeti dalje i jeftinije od npr. B-36. Northrop daljnjim razvojem koncepta dolazi do ideje o ugradnji turbomlaznog motora umjesto dotadašnjeg klipnog u svoj YB-35. No, kako nije bila moguća samo promjena motora, nego je to zahtijevalo i puno veće promjene odlučio se za razvoj potpuno novog zrakoplova YB-49. Ugradnja turbomlaznih motora je obećavala znatno poboljšanje performansi bombardera, stoga se obustavlja projekt YB-35. [18]

Problem nestabilnosti riješio se pojavom tehnologije elektroničke kontrole leta (fly-by-wire) koja dopušta gradnju bombardera u konfiguraciji letećeg krila. Prvi takav je bombarder Northrop B-2 Spirit. B-2 je višenamjenski bombarder koji predstavlja jednu od prekretnica u programu modernizacije letećeg krila. Njegove jedinstvene karakteristike čine ga „radarski nevidljivim“ što mu daje sposobnost prodiranja kroz najs sofisticiranije obrane.

Uslijedio je kontinuirani razvoj koncepta letećeg krila. Proizvođač zrakoplova Boeing se bavi istraživanjem moguće primjene u civilne i vojne svrhe, a NASA (National Aeronautical and Space Administration) izrađuje kriterije za korištenje letećeg krila kod teretnih zrakoplova. Cijelo stoljeće postoji interes za istraživanjem i razvojem koncepta letećeg krila.



## 5.2 Dizajn letećeg krila

Temeljem preliminarnih studija i eksperimentalnih istraživanja razvila se konfiguracija letećeg krila za zrakoplov velikog kapaciteta koji je osnova za daljnji napredak. Zrakoplov je trebao prevesti 940 putnika brzinom krstarenja od  $Ma=0,8$  do udaljenosti od 10.000 km.

Koncept letećeg krila zahtjeva značajne dimenzije središnjeg dijela krila gdje je smještena putnička kabina, sukladno tome potrebna su i proširenja napadnog i izlaznog ruba. Te karakteristika imaju velik utjecaj na napadni kut i time omogućuju izvedivost ovakve bezrepe konfiguracije. Dimenzije središnjeg dijela krila ovise o brojnim čimbenicima. Potrebno je pronaći optimalne dimenzije kako bi se maksimalno iskoristile prednosti ovakvog koncepta. Suženjem središnjeg dijela krila smanjuje se otpor, povećava uzgon, ublažavaju bočna i vertikalna opterećenja, a s druge strane dolazi do povećanja težine krila i velikih razlika između susjednih tetiva što uzrokuje povećanje induciranog otpora.

Krilo je u obliku trapeza, a njegovi parametri su odabrani na temelju izračuna težine i aerodinamike. Razmah krila nije ograničen na 80 m jer krila imaju mogućnost sklapanja u slučajevima kada je to potrebno. Minimalan razmah krila uvjetuje smještaj svih upravljačkih i kontrolnih uređaja, te spremnika goriva. Vertikalni stabilizatori su prvotno postavljeni na vrhove krila kako bi se postigao učinak krilca, ali zbog negativnog učinka kasnije su premješteni na trup zrakoplova. Optimalan *aspect ratio* (omjer kvadrata razmaha krila i površine krila) letećeg krila je nešto veći u odnosu na konvencionalno zbog velike debljine središnjeg dijela krila.

Istraživanja sustava kontrole i sigurnosti su pokazala da tijekom uzlijetanja i slijetanja stupanj statičke stabilnosti blizu nule, dok kod krstarenja dopušta se odstupanje od 0,03. Stoga se zahtjeva unaprjeđenje postojeće konfiguracije. Kako bi se osiguralo da statička stabilnost bude u zadanim okvirima, kod ovakve konfiguracije krila, ključno je odrediti poziciju motora na zrakoplovu, dok se kod konvencionalnih konfiguracija ovaj problem rješava pozicioniranjem krila u odnosu na trup zrakoplova. U cilju povećanja učinkovitosti motori su ukomponirani unutar oplata konstrukcije kako bi se osigurale bolje aerodinamičke performanse. Također, prednosti ovakvog načina postavljanja motora su smanjenje buke u putničkoj kabini i povećanje njihove sigurnosti. Propfans (elisno-mlazni motor s elisama na stražnjoj strani motora) je vrsta motora koja ima potencijala za uporabu u konfiguraciji letećeg krila, a zbog svojih karakteristika je teško prilagodljiv u konvencionalnim konfiguracijama krila. Ispitivanja propfan motora provedena u podzvučnom zračnom tunelu pokazala su efikasnost u potrošnji goriva zbog kompatibilnosti između konfiguracije krila i propfana. Ipak taj motor nije u uporabi zbog brojnih nedostataka kao što su neučinkovitost pri krstarenju velikim brzinama, problema pri uzlijetanju, uslijed kvara na jednom motoru postoji mogućnost otkaza i ostalih, itd. [19]

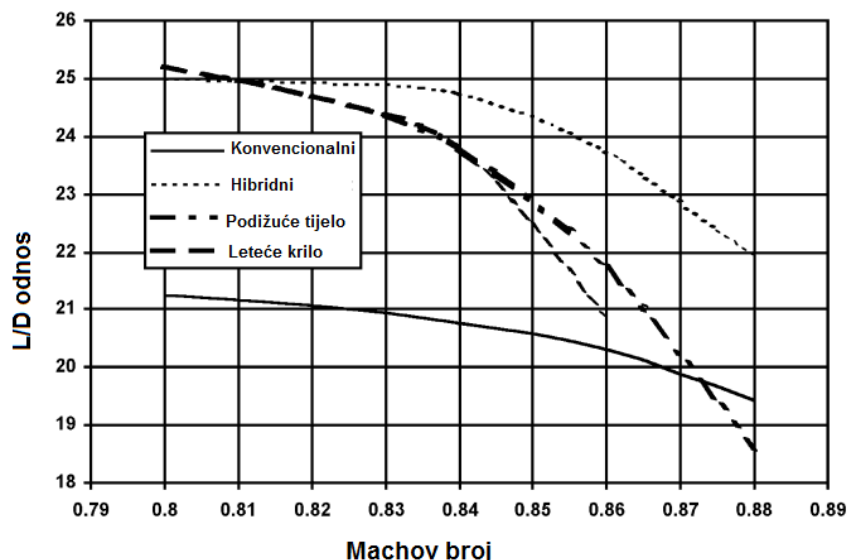
Parametri koji su uzeti u obzir za definiranje racionalne veličine zrakoplova su potrošnja goriva, kapacitet putnika i operativni troškovi. Zaključeno je da bi optimalan broj putnika bio između 650 i 700 putnika za konvencionalne konfiguracije, a za konfiguracije letećeg krila između 750 i 800 putnika. Procjenjuje se da konfiguracija letećeg krila s takvim putničkim kapacitetom može zadovoljiti FAR-25 (Federal Aviation Regulation – Transport category airplanes) prihvatljivu razinu sigurnosti i kompatibilnosti s postojećim infrastrukturnama aerodroma. [19]

Aerodinamični model zrakoplova s konfiguracijom letećeg krila namijenjen za krstarenje brzinom od  $Ma=0,8$  je testiran u nadzvučnom zračnom tunelu. Rezultat je potvrdio mogućnost postizanja vrlo visokog omjera L/D, većeg za 20 do 25% u odnosu na konvencionalne konstrukcije. [19]

### 5.3 Prednosti i nedostaci

Prednosti i nedostaci letećeg krila se mogu prikazati kroz više čimbenika kao na primjer utjecaj na aerodinamiku, otpor, stabilnost, upravljivost, težinu, strukturu, potrošnju goriva i sl.

Sa stajališta aerodinamike krilo se pokazalo uspješnim kod smanjenja otpora zbog uklanjanja stabilizatora, odnosno cijelog repa zrakoplova, kao i učinkovitost krila zbog micanja tih površina koje ne stvaraju uzgon. *Span loading* (omjer težine zrakoplova i razmaha krila) odnosi se na raspodjelu uzgona duž krila, a eliptična raspodjela uzgona duž razmaha krila je optimalna za povećanje odnosa L/D. Eliptični *span loading* se postiže sa zakrivljenošću krila. Grafikon 4 prikazuje aerodinamičku učinkovitost raznih dizajna zrakoplova, te se vidi prednost letećeg krila u maksimiziranju odnosa L/D naročito pri brzinama od  $Ma=0,8$ . Podižuće tijelo je naziv za zrakoplov sa fiksnim krilima koji stvara uzgon pomoću trupa, takav tip predstavlja suprotnost letećem krilu. Hibridni zrakoplovi (BWB) su objašnjeni u nastavku rada.



Grafikon 4. Aerodinamička učinkovitost zrakoplova različitih dizajna krila [19]

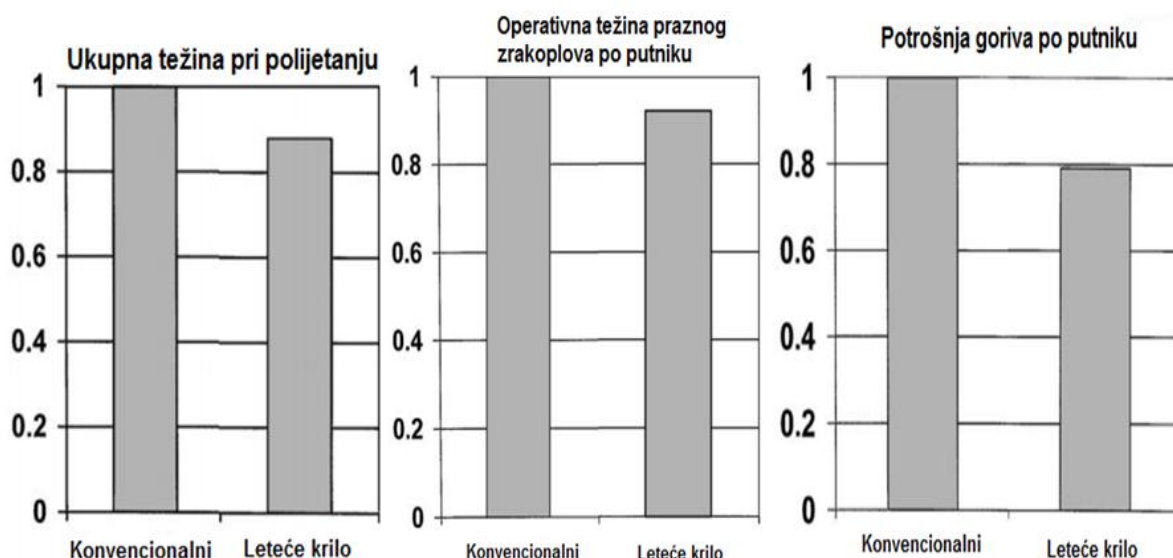
Ograničavajući faktor u pogledu aerodinamike uključuje potrebu za velikim napadnim kutovima prilikom polijetanja i slijetanja zbog niskog koeficijenta uzgona  $C_{Lmax}$ . Kod ovakve konfiguracije krila dolazi do značajnog povećanja inducirano otpora prilikom uspostavlja stabilnosti tako da se smanji uzgon duž razmaha krila, a središnji dio krila, stvara velike otpore u okozvučnom području.

Usporedbom u pogledu otpora između konvencionalnog (C-5) dizajna zrakoplova i nekonvencionalnog (YB-35) koncepta zrakoplova došlo se do zaključka da oba zrakoplova ako bi letjela istom brzinom cijelo vrijeme mogla bi letjeti 13-33% dalje s manjom potrošnjom goriva za oko 20%. Optimalnom brzinom leta za oba zrakoplova YB-35 će letjeti od 7 do 19% brže i od 14 do 41% dalje od C-5. Koeficijent otpora kod YB-35 iznosi  $C_{Dmin}=0,012$ , akod C-5  $C_{Dmin}=0,023$ . [19]

Što se tiče stabilnosti i kontrole zrakoplova jedina prednost letećeg krila je ta da može ostvariti veliki  $C_{Lmax}$  iz stanja statičke stabilnosti. Ovakva konfiguracija ima velikih problema kod ostvarivanja preciznog i ugodnog leta zbog nekontroliranog pomicanja zrakoplova po vertikalnoj i lateralnoj osi. Spajanje i kombiniranje bočnih kontrolnih komponenata dodatno komplicira kontrolu.

Strukturalni nedostaci su vezani uz putničku kabinu, točnije uz poteškoće prilikom evakuacije putnika u slučaju nužde i poteškoće prilikom uspostave tlaka. Prednosti su: jednostavnost izrade kao cjeline, bolja unutarnja raspodjela težina, lakši su od konvencionalnog trupa zrakoplova i sl.

Smanjena težina i bolja aerodinamička učinkovitost zahtijevaju manju snagu motora odnosno manji potisak. Manji potisak podrazumijeva manju potrebnu energiju, odnosno manju potrošnju goriva.



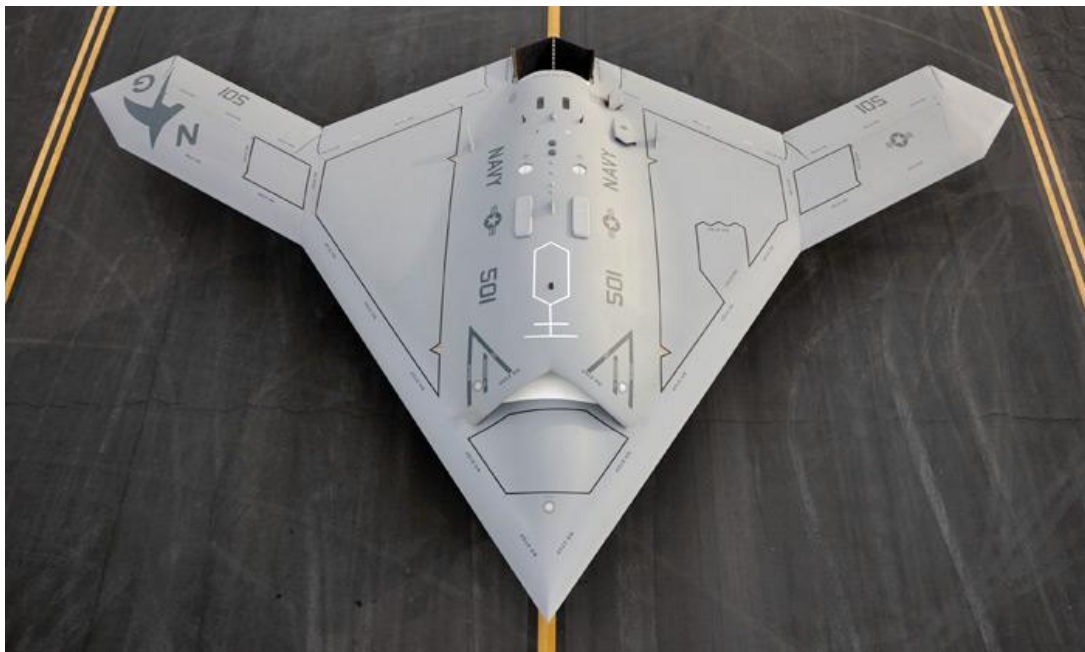
Grafikon 5. Usporedba težina zrakoplova pri polijetanju, operativne težine praznog zrakoplova po putniku i potrošnje goriva konvencionalnog dizajna s letećim krilom [19]

Grafikon 5 prikazuje prednosti koncepta letećeg krila u odnosu na konvencionalni dizajn što se tiče putnika i težine. Leteće krilo ima manju ukupnu težinu pri polijetanju za oko 15%, operativnu težinu praznog zrakoplova po putniku manju za oko 10% i potrošnju goriva manju za oko 20% u odnosu na konvencionalne konstrukcije zrakoplova.

Prednosti koje ima ovakva konfiguracija primijenjena u borbenim zrakoplovima se očituje se u radarskoj „nevidljivosti“, odnosno ima niski poprečni presjek profila, mogućnost malenog okruglog oblika koji odbija radar i nepostojanje vertikalnog repa da bi se odražavali radarski valovi. Problem je taj što radarska „nevidljivost“ ovisi o vremenskim uvjetima.

## 5.4 Primjena

Zadnjih godina bezrepne konstrukcije su našle svojedruče primjene pri konstrukciji bespilotnih letjelica kao što je X-47B prikazan na slici 14. (UCAV – Unmanned Combat Air Vehicle). Maksimalne brzine koje postižu bespilotne letjelice je oko  $Ma=0,9$ . Njihova konstrukcija je jednostavna, a dizajn ima velikih potencijala pri manevriranju u podzvučnom području bez primjene kompleksnih kontrolnih sustava. Osnovne karakteristike ove letjelice su: bezrepni dizajn, mogućnost sklapanja krila, generiranje jakog uzgona, malo opterećenje nosive površine, srednji dolet, pri malim brzinama gubi popriličan broj dobrih svojstava. U planu je poboljšanje X-47B koji bi trebao ući u proizvodnju kroz narednih nekoliko godina. Smatra se da će, uz korekcije problema, biti uzor za buduće konstrukcije.



Slika 14. Bespilotna letjelica X-47B [20]

Brojne kompanije su svoja istraživanja i koncepte usmjerila na razvoj hibridnih dizajna zrakoplova (BWB - Blended Wing Body ili HWB – Hybrid Wing Body). BWB je zrakoplov s fiksnim krilima koji nema jasno definiran, odnosno „vidljiv“ trup zrakoplova, može, ali i ne mora biti bez repa. Ovakva konstrukcija smanjuje otpore trenja na minimum, omogućuje učinkovitiju strukturu i smanjenje težine u usporedbi s konvencionalnom konstrukcijom.



Slika 15. Primjer BWB koncepta na zrakoplovu Boeing 797 [21]

Stvaranje prostora s dovoljnim volumenom za smještaj svega potrebnog unutar tijela krila predstavlja izazov. NASA-ine studije istražuju primjenu pjene prekrivene tkaninom od kompozitnog materijala ojačanog karbonskim vlaknima za stvaranje neprekinute putničke kabine koja bi osigurala prostor zadovoljavajućeg volumena i sigurnosti.

Potencijalni benefiti se odnose na:

- Značajno povećanje nosivosti što je bitno za strateški zračni prijevoz;
- Povećanje učinkovitosti goriva;
- Smanjenje operativnih i proizvodnih troškova;
- Značajno smanjenje buke – za oko 20-40 dB ovisno o konfiguraciji.

Kako bi se u potpunosti ostvarile prednosti dizajna motori se u pravilu smještaju na stražnji dio trupa, međutim takva izvedba se pokazala kobnom prilikom nesreća zato što se motori gibaju prema naprijed i imaju tendenciju pada na putničku kabinu. Potencijalna prijetnja, koja utječe na sigurnost putnika, je evakuacija putnika u slučaju opasnosti zbog samog oblika krila.

U usporedbi s konvencionalnim dizajnom BWB u istim uvjetima ima manje troškove za 10-15%, bolju učinkovitost goriva za 20-25%, manju težinu za 10-15%,

bolji odnos L/D u krstarenju za 15-20% i manju emisiju štetnih plinova, odnosno prema istraživanju ima manju emisiju štetnog dušikovog oksida ( $\text{NO}_x$ ) za 17%. [22]

BWB nudi značajne ekonomske i ekološke prednosti, a što se tiče stabilnosti i kontrole pri malim brzinama još uvijek je visoko rizičan, zato se NASA posvetila isključivo rješavanju tog problema. Jedan od izazova kod ovakve konfiguracije je i sama struktura unutrašnjosti zbog neriješenog pitanja potrebnog tlaka unutar putničke kabine. [22]

Ovakav dizajn primjenjiv je u svim područjima kao npr. putnički ili teretni zrakoplov ponajprije zbog velikog volumena i dugog doleta, pa i u vojne svrhe kao bombarder ili letjelica za opskrbu gorivom.

Kompanije koje istražuju, razvijaju i primjenjuju ovakav dizajn su Boeing, Airbus, Northrop i Lockheed-Martin.

## 6. MORFOZA KRILA

Želja za višenamjenskom sposobnosti letjelica u vojnom i civilnom zrakoplovstvu stvorila je potrebu za tehnologijama koje omogućavaju drastične promjene oblika krila u letu. Morfoza omogućava prilagođavanje aerodinamike zrakoplova za optimizaciju performansi u svakom segmentu. Krilo se može prilagoditi krstarenju, manevriranju i sl. promjenom kuta nagiba, uvijanjem, promjenom razmaha i aerodinamičkog oblika. Morfing tehnologija smatra se kao ključna komponenta za sljedeće generacije bespilotnih letjelica za vojne i civilne svrhe.

### 6.1 Podrijetlo morfoze krila

Ideja o morfozi krila postoji od prvog leta braće Wright iz 1903. godine. Oni su imitirali let ptice na način da su pomoću kolotura i kablova savijali krila kako bi skretali i osigurali kontrolu prilikom skretanja i vratili ga u prvobitan položaj. Tehnika je napuštena čim se kao materijal pojavio metal koji nema mogućnost izobličenja poput tkanine.

Prvi pokusi leta navodno su provedeni 1911. godine u Francuskoj, iako nema nikakvih zapisa o tome. Ozbiljnija proučavanja započinju 1920-tih godina kada je G.T.R. Hill konstruirao svoj Pterodactyl IV bezrepmi zrakoplov s mogućnošću promjene kuta krila pomoću mehaničkog sklopa kotačića u trupu zrakoplova.

Dizajner Ivan Makhoine 1930-ih godina razvija prvo teleskopsko krilo MAK-10, koje se od tada pojavljuje u više različitih dizajna. Krilo zrakoplova MAK-10 se sastojalo od tri glavna dijela koja su klizila jedno preko drugog te tako mijenjala razmah (od 13 m do 21 m) i površinu krila (od 21 m<sup>2</sup> do 33 m<sup>2</sup>).

Razvoj sljedećih bitnijih krila promjenjive geometrije opisano je ranije u poglavljima 3., 4., i 5., gdje su opisani razvoji krila s promjenjivom zakrivljenošću, promjenjivim kutom nagiba i leteće krilo. Razvoj svakog od tih nekonvencionalnih dizajna pridonio je razvoju morfoze krila.

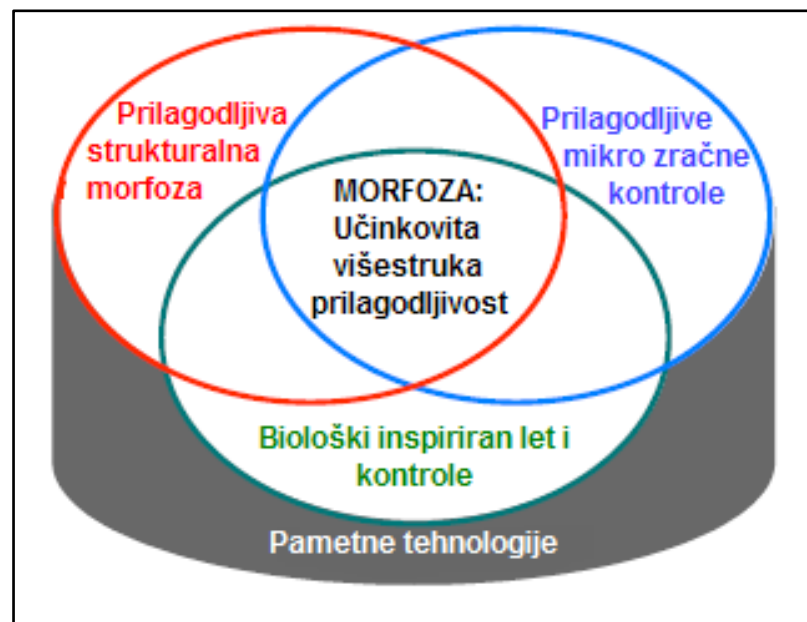
NASA koja je između ostalog zadužena i za poboljšanje performansi svih parametara leta letjelica, započinje projekt inspiriran europskim stručnjacima koji su proučavali let ptica, točnije čiopa. Razlog zašto su baš te ptice potaknule istraživanje je taj što najviše koriste promjenu oblika krila tijekom leta, te ih to čini najučinkovitijima u aktivnom letu. Rezultati provedenih testiranja dokazuju određen oblik krila u određenom režimu leta može značajno produžiti sami let, poboljšava učinkovitost skretanja, te omogućava brži i pravocrtniji let. To je dovelo do povećanog zanimanja raznih dizajnera da taj princip implementiraju u zrakoplovstvu. Pa tako i NASA svoj projekt morfoze krila temelji upravo na tome.

Projekt morfoze krila od strane NASA-e teži izradi koncepta s naprednim tehnologijama za značajnu učinkovitost i višestruku prilagodljivost u svim režimima

leta. Kako bi se to ostvarilo projekt zahtijeva pristupe s raznih stajališta. Karakteriziraju je bilo kakva promjena oblika, transformacija, odstupanje od konvencionalnih konstrukcija u pogledu mehaničke jednostavnosti, smanjenje težine, bolje pokretljivosti, racionalnije iskorištavanja energetskih resursa, kao i aerodinamičke promjene oblika ili strukture. U nekim slučajevima morfoza označava samo strateško usmjerenje fluida po nekim dijelovima konstrukcije. [23]

Cilj projekta je razvoj naprednih tehnologija (sistemske studije, istraživanje novih materijala, mikroelektronika, napredna kontrola,...) i koncepta integriranih komponenata koje bi omogućile učinkovitu i višestruku prilagodljivost leta zrakoplova. Projekt je fokusiran na tri područja (slika 16.):

- prilagodljiva strukturalna morfoza = razvoj i testiranje multifunkcionalnih i fleksibilnih koncepata krila sposobnih za prilagođavanje u različitim uvjetima leta;
- prilagodljiva mikro – zračna kontrola = proučavanje dinamičke promjene opstrujavanja zraka uz interakciju i kontrolu lokalnih nestabilnosti i struktura protoka zraka;
- biološki inspirirani sustavi leta i kontrole = prilagodba primjera iz prirode (leta ptica) u projekt. [23]



Slika 16. Osnovni elementi projekta morfoze [23]



## 6.2 Morfoza zrakoplovne strukture

Sposobnost promjene oblika i funkcije zrakoplova bio je cilj programa morfoze zrakoplovnih struktura (MAS – Morphing Aircraft Structure) zasnovanog na prijašnjim sličnim istraživanjima. Od 2004. godine projektom se bavi agencija DARPA (Defence Advanced Research Project Agency) kako bi novim tehnologijama proširila istraživanje koje bi omogućilo demonstraciju aerodinamički učinkovitih i promjenjivih krila. [24]

Glavni tehnički ciljevi MAS programa su:

- Razvoj aktivne strukture krila koja bi mijenjala oblik omogućavajući veliki raspon aerodinamičkih performansi i letnih kontrola koji nisu mogući s konvencionalnim krilima.
- Omogućavanje razvoja operacijsko učinkovitih zrakoplovnih sustava i flote zrakoplova koji nisu mogući s konvencionalnim zrakoplovima (uključuje operacije mornarice i zračnih snaga). [24]

U prvoj fazi su odabrani sudionici koji bi razvili koncept morfoze krila (Lockheed-Martin, Hypercom/NextGen i Raytheon Missile Systems).

U drugoj fazi se obavljaju testiranja modela u aerotunelima radi ispitivanja izvedivosti u stvarnim uvjetima leta. U ovoj fazi je izbačen Raytheon Missile System.

U trećoj fazi se započinje s izgradnjom prototipa za demonstriranje leta i letnih performansi. Na osnovu rezultata programa došlo se do zaključka da se promjenom oblika, površine i razmaha krila dobiva nova klasa zrakoplova.

MAS program se bazira na omogućavanju dobrih performansi sustava za:

- Brzinu reagiranja – kritično vrijeme potrebno za aktivaciju uređaja za promjenu oblika.
- Pokretljivost – brzo izvođenje manevara i brz napad na pokretne zračne i zemaljske mete.
- Dug dolet – sposobnost dominacije na velikim površinama u dugom vremenskom periodu.

Budućnost ovih koncepata ovisi o napretku tehnologije, kao i o konstantnom usavršavanju postojećih koncepata.

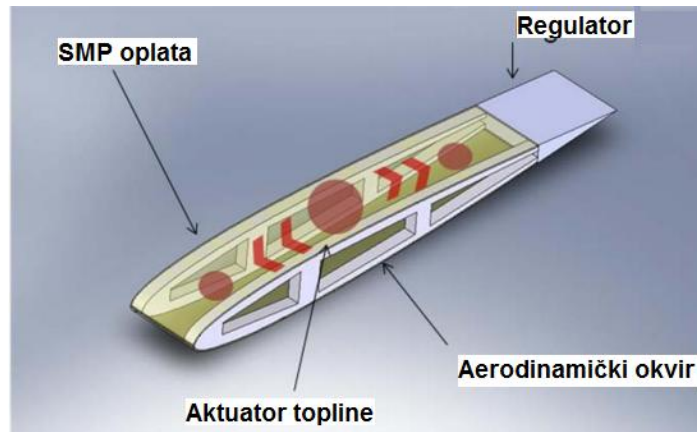
## 6.2.1 Lockheed-Martin koncept

Kompanija Lockheed-Martin je razvila koncept sklapajućeg krila koje omogućuje promjenu oblika i položaja krila prilikom leta što rezultira boljim uzgonom, poboljšanim manevarskim sposobnostima i smanjenjem otpora u određenim uvjetima leta. Sastoji se od zglobnih spojeva na spojnim sekcijama koji dopuštaju krutom tijelu gibanje u četiri osnovna oblika krila kao što se može vidjeti na slici 17. Da bi se krila mogla sklapati potrebno je ugraditi piezoelektrične aktuatora na svakoj spojnoj sekciji krila. Oni dopuštaju optimalnu i efikasnu aktivacijsku silu i snagu potrebnu za mijenjanje oblika. Performanse aktuatora, snaga, veličina, težina, itd. su važne za dizajn, oni su također i kontrolne točke krila koje pokreće pilot pomoću međusobno povezanog sustava koji čine elektronički uređaji, procesori i senzori pozicija. Parametri morfoze su vezani algoritmom u elektroničkom procesoru, oni pokreću aktuatora i djeluju na spojne sekcije. Parametar morfoze je kut morfoze krila ( $\beta$ ) koji se pomoću aktuatora kreće od  $0^\circ$  do  $135^\circ$ . Posebna pozornost je usmjerena na čvrstoću spojeva jer oni prenose snagu. Spojni dio ovisi o broju ramenjača i rebara, te razmaku među njima.



Slika 17. Lockheed-Martin koncept morfoze krila [24]

Jedna od bitnijih značajki sklapajućih krila je sama oplata koja je napravljena od elastičnog polimera memorije oblika (SMP – Shape Memory Polymers). SMP je „pametni“ materijal koji ima mogućnost vraćanja u prvobitno stanje nakon deformacije koja se potiče vanjskim stimulatorom npr. promjenom temperature. U Lockheed-Martinu zagrijavanje se vrši pomoću struje koja se pušta kroz ugrađene vodiče, kako bi se oplata mogla sklopiti bez pucanja, odnosno kako bi aktuatori mogli obaviti transformaciju krila (slika 18). Prekidom protoka struje, materijal postaje krut. Oplata mora održati strukturalni integritet pod raznim pritiscima, naprezanjima i svakakvim opterećenjima tijekom leta, a također mora prikriti sve procijepe. SMP je materijal koji uspješno izvršava sve nametnute zahtjeve, te zbog takvog materijala postoji velika mogućnost odbacivanja konvencionalnih zakrilaca, pretkrilaca, krilaca i sl. [25]



Slika 18. Metoda prijenosa topline u krilu sa SMP oplatom [25]

Elastične legure memorije oblika (SMA – Shape Memory Alloy) je također jedan od pametnih materijala koji se koristi za izradu oplata, izrazito je lagan, „pamti“ svoj prvobitni oblik, a transformacija se dešava prilikom zagrijavanja. Velika prednost uporabe SMA je ta da smanjuje težinu uslijed pokretanja sustava. U uspoređivanju sa SMP, SMA ima veću gustoću, manju mogućnost deformacije, potrebna je veća temperatura za deformaciju i puno je skuplji, stoga se u pravilu koristi samo na malim zrakoplovima.

### 6.2.2 NextGen koncept

NextGen koncept radi na drugačijem principu od prethodnog. Kod ovog dizajna dolazi do promjene kuta strijele krila i do promjene površine krila kako bi se dobio najučinkovitiji oblik pri određenim režimima leta. To se postiže dobro ukomponiranim inovativnim materijalima, aktuatorima i kompjuteriziranim sustavima kontrole.



Slika 19. NextGen koncept morfoze krila u različitim režimima leta [25]

Slika 19.prikazuje četiri različite promjene krila prilikom različitih režima leta, odnosno prilagođavanje krila radi osiguravanja maksimalnih performansi u određenom uvjetu leta:

- a. Penjanje – krilo pronalazi idealan oblik i idealnu površinu za optimalni odnos koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za polijetanje kako bi se dobila najkraća moguća udaljenost potrebna za polijetanje. Nakon polijetanja, kada se zrakoplov popne na zadanu visinu dolazi do promjena oblika i površine krila.
- b. Krstarenje – nakon dostizanja zadane visine, ponovno dolazi do promjene oblika i površine krila kako bi se dobila što manja potrošnja goriva i smanjili otpori za krstarenja na velikim udaljenostima. Krilo smanjuje svoju površinu na minimum, a istovremeno vrhovi krila se što više udaljuju od trupa zrakoplova kako bi se dobio što veći odnos L/D.
- c. „Čekanje“ u letu – pošto su ovakvi dizajni najčešće korišteni u vojne svrhe ovaj režim leta se u pravilu koristi za dobivanje informacija ili otkrivanje neprijatelja. U tom slučaju krilo zrakoplova povećava svoju površinu kako bi smanjio potrošnju goriva, zbog toga može više vremena provesti u ovom položaju, a i općenito u letu.
- d. Ubrzanje –u ovom režimu zrakoplov zakreće svoja krila što više u nazad kako bi mogao postići što veću brzinu i kontrolu nad zrakoplovom. [25]

Kako bi se uspješno mijenjala površina krila struktura je podijeljena u sustave ćelija koje pri promjeni neće narušiti integritet strukture zbog velike otpornosti na rastezanje odnosno sužavanje. Naravno, i ovdje se najviše pozornosti posvetilo odabiru materijala oplata koji mora izdržati sva ta opterećenja koja se javljaju bez pucanja ili bilo kakvog drugog gubitka izvornih svojstava. Odabrana je elastomerna oplata s temeljnom vrpčastom strukturom. To je vrsta kompozitnih materijala koja može biti pojačana s karbonom, staklom, nano-pojačivačima i sl.

Prva inačica koncepta nazvana je MFX-1 a njena osnovna karakteristika je mijenjanje geometrije krila radi prilagođavanja fazi leta. Prilikom toga dolazi do promjena površine za 40%, a promjenarazmaha krila ide od 15° do 35° pri maksimalnoj brzini. Poboljšana inačice, MFX-2, ima mogućnost promjene razmaha krila od 73°, mogućnost biranja automatskog ili daljinskog upravljanja, promjene vitkosti krila za 177%, a promjena se dogodila i u samoj konstrukciji krila.

## 6.3 AWIATOR projekt

Konstantan rast zračnog prometa uzrokuje strože zahtjeve u pogledu zaštite okoliša kao što su stroži propisi buke i ograničenje emisija štetnih plinova. Dizajn novih zrakoplova mora uvažiti ove zahtjeve te uzeti u obzir primjene novih tehnologija, a već postojeći zrakoplovi moraju implementirati takve tehnologije. AWIATOR (Aircraft Wing with Advanced Technology Operation) projekt se bavi istraživanjem novih tehnologija i uređaja, odnosno učinkom pojedine tehnologije, te učinkom njihovih kombinacija na zrakoplov. Neke od tehnologija su reduktori vrtloga, zakrilca, detektori naleta vjetra i sl.

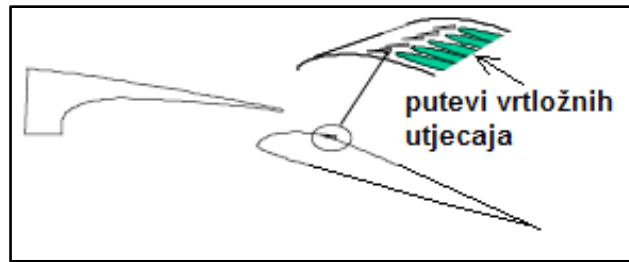
Opći cilj projekta je integriranje naprednih tehnologija u fiksne konfiguracije krila radi poboljšanja učinkovitosti zrakoplova, a kako bi se postigao opći cilj definirani su sljedeći industrijski ciljevi:

- Smanjenje opasnosti od vrtloga što uzrokuje i smanjenje potrebnog razmaka između dva zrakoplova koji lete jedan iza drugog.
- Primjena posebnih letnih procedura s novim uređajima smanjuje buku za 2 dB.
- Primjenom novih uređaja i strategije kontrole opterećenja dovodi do:
  - povećanja performansi zrakoplova u krstarenju, odnosno odnos L/D se povećava za 2%, a potrošnja goriva se smanjuje za 2%;
  - povećanja performansi zrakoplova pri malim brzinama, povećanje L/D za 2,5%;
  - smanjenja strukturalne težine zrakoplova i do 10%;
- aerodinamičke karakteristike, sustavi i strukture će biti optimizirani s multidisciplinskim pristupom kontrole distribucije uzgona, vrtloga i opterećenja krila. [26]

Novе tehnologije AWIATOR projekta testirane su na zrakoplovu Airbus 340. Dvije najzanimljivije inovacije su ugrađeni generatori vrtloga na površinama zakrilca (SBVG – Sub Boundary-layer Vortex Generators) i senzor naleta vjetra koji je dio LIDAR (Light Detection and Ranging) sustava detekcije turbulencije zraka.

SBVG su uređaji za kontrolu graničnog sloja, odnosno odgađaju separaciju graničnog sloja. Nalaze se na gornjoj površini zakrilca, a aktivacijom se otklanjaju (slika 20.). Potencijalne prednosti su kod primjene na:

- Povećanje  $C_L$  – kod većih kuteva otklona zakrilca što uzrokuje smanjenje brzine i buke u postupku prilaženja pisti;
- Smanjenje osjetljivosti prostora između krila i zakrilca;
- Povećanje otpora prilikom slijetanja bez negativnog utjecaja na uzgon;
- Smanjenje težine i kompleksnosti krila bez negativnog utjecaja na performanse prilikom slijetanja i polijetanja. [26]



Slika 20. Generator vrtloga na zakrilcu (SBVG) [26]

Senzor naleta vjetra je uređaj ugrađen na napadnu ivicu koji detektira promjenu brzine vjetra i turbulencije, a eliminacija potencijalnih neugodnosti se vrši pomoću uređaja na izlaznim ivicama tzv. mini-zakrilca. Sve je međusobno povezano kako bi se osigurao miran, stabilan, siguran i efikasan let.

Tehnički učinci AWIATOR projekta:

- *Wingleti* – ispitivanja još traju, no za sada je dokazano da povećani *wingleti* imaju veću učinkovitost od običnih što se tiče smanjenja potrošnje goriva i smanjenja otpora.
- Unutarnje zračne kočnice – otvori na donjem dijelu kočnice preusmjeravaju strujanje zraka prema krilu što dovodi do lakšeg upravljanja zrakoplovom.
- Te već spomenuti SBVG, mini-zakrilca i sustav senzora LIDAR. [26]

AWIATOR projekt se pokazao prilično uspješnim u postizanju ekološki prihvatljivijih i sigurnijih letova.

## 6.4 AAW projekt

Aeroelastičnost se bavi međudjelovanjem fleksibilne strukture s okolnim protokom zraka, a tehnologija koristi statične aeroelastične deformacije prilikom manevriranja. Projekt aktivnog aeroelastičnog krila (AAW – Active Aeroelastic Wing) predstavlja novi pristup dizajnu strukture zrakoplovnog krila, Svrha projekta je integriranje dizajna letnih kontrola radi poboljšanja aerodinamičkih, kontrolnih i strukturnih performansi zrakoplova. [27]

Prolaskom zrakoplova kroz zrak opterećenje koje se javlja utječe na strukturu i okolni protok zraka, što dovodi do poremećaja toka strujnica fluida i do deformacije fleksibilne strukture. Promjena geometrije strukture ponovno utječe na protok zraka i aerodinamička opterećenja, i tako u krug. Dakle, snaga zračne struje se koristi za savijanje krila u željeni oblik. Cijelo krilo djeluje kao kontrolna površina zrakoplova, gdje iskorištava strukturnu fleksibilnost kao prednost u kontroli prilikom manevriranja. Ovakva konstrukcija krila je težinski prihvatljiva, smanjuje ukupni otpori potrošnju goriva, te povećava dolet.

U SAD-u projekt AAW se bazira na istraživanju utjecaja napadnog ruba na fleksibilno krilo zrakoplova F-18 (slika 21.). Postavljanje krilca na fleksibilni napadni

rub krila povećava učinkovitost krilca, te dovodi do poboljšanja manevarskih sposobnosti pogotovo kod velikih brzina. Ujedno dizajnerima omogućava konstruiranje znatno lakšeg krila od konvencionalnog. Zadnji rezultati letnih ispitivanja su pokazali da je kontrola pri manevru vrlo učinkovita i efikasna do  $Ma=1,3$ , a težina samog krila s AAW tehnologijom može biti i do 25% manja u odnosu na konvencionalno krilo. [27]



Slika 21. Zrakoplov F-18 s AAW tehnologijom [27]

Cilj ove tehnologije je omogućavanje što bolje kontrole zrakoplova naročito za izrazito fleksibilna krila, krila velike vitkosti i zrakoplove bez repa. Razni programi i metode, uz konstantan napredak, pokazuju mogućnost budućeg adaptiranja AAW tehnologije u postojeće zrakoplove kao i usvajanje koncepta pri dizajnu novih zrakoplova.

## 7. ZAKLJUČAK

Primjena krila sa promjenjivom zakrivljenošću je moguća na širokotrupnim zrakoplovima, borbenim zrakoplovima i bespilotnim letjelicama. Poboljšanja dobivena uporabom ovakvog dizajna krila se očituju u maksimiziranju odnosa L/D. Također utječu na smanjenje potrošnje goriva, time je potreba manja količina goriva za let što rezultira smanjenjem troškova, a može rezultirati i povećanjem korisnog tereta. Dizajn je pokazao brojne prednosti u odnosu na konvencionalnu konstrukciju, te bi zbog toga njegova primjena mogla biti sve češće u upotrebi naročito zbog financijskih razloga.

Uporaba krila s promjenjivim kutom nagiba najviše pogoduje lovačkim, jurišnim i borbenim zrakoplovima. Razlog tome je postizanje velikih brzina (prosječna maksimalna brzina krstarenja je  $Ma > 2$ ) već i pri malim zaletima, te produljenje doleta zbog reduciranja otpora promjenom kuta nagiba. Primjena u komercijalnom zrakoplovstvu još nije zaživjela zbog komplicirane izvedbe i još uvijek visoke cijene takve konstrukcije.

Istraživanja su pokazala da zrakoplov s letećim krilom zbog manje težine konstrukcije ima manju potrošnju goriva od konvencionalne konstrukcije. Zbog svojih performansi leteće krilo je prvo bilo primijenjeno na borbenim zrakoplovima, naročito zbog sposobnosti radarske „nevidljivosti“. Zbog svojih odlika ovakav koncept je primijenjen i na bespilotnim letjelicama. Razvojem tehnologije, te usavršavanjem postojeće ideje moguća je primjena i u civilnom zrakoplovstvu. Stručnjaci NASA-e i Boeinga su razvili hibridno leteće krilo (BWB) koje se primjenjuje u putničkom prijevozu zbog velikih kapaciteta, smanjenja troškova zbog reduciranja potrošnje goriva i ekološke prihvatljivosti u smislu smanjenja buke. Daljnjim napretkom tehnologije ovakva konfiguracija mogla bi postati masovno primijenjena u svim granama zrakoplovstva.

Od samih početaka zrakoplovstva, odnosno od prvog leta braće Wright, dizajneri razmišljaju na način da krilo zrakoplova sličí letu ptice. Od prvotne ideje do same realizacije je prošlo dosta vremena, a razvoj tehnologije, „pametnih“ materijala i inovativnih uređaja doveo je do morfoze krila. Morfoza krila poboljšava performanse zrakoplova u svim uvjetima leta tako da je moguća primjena u civilnom i vojnom zrakoplovstvu. Najvažnije karakteristike ovog koncepta su postizanje velikih nadzvučnih brzina, a ujedno je i moguć let na vrlo malim brzinama, te uz dobre performanse postiže se duži i dalji let.

Stručnjaci se oslanjaju na budućnost koja nosi nova tehnološka rješenja uz razvoj specijalnih kompjuterskih programa. To bi moglo dovesti do ostvarenja značajne prednosti određenog postojećeg koncepta nekonvencionalne geometrije, te njegov proboj na tržištu. Isto tako je moguć razvoj potpuno novog dizajna krila za poboljšanje performansi zrakoplova.



# LITERATURA

1. <http://www.cfinotebook.net/notebook/aerodynamics-and-performance/aircraft-components-and-structure>, svibanj 2016.
2. [http://www.woseba.de/06\\_flight\\_mechanics.html](http://www.woseba.de/06_flight_mechanics.html), svibanj 2016.
3. [https://en.wikipedia.org/wiki/Parasitic\\_drag](https://en.wikipedia.org/wiki/Parasitic_drag), svibanj 2016.
4. <https://www.ecos-psa.hr/novosti-i-zanimljivosti/>, svibanj 2016.
5. <http://www.zrakoplovstvo.org/zasto-neke-stvari-lete.html>, svibanj, 2016.
6. [https://en.wikipedia.org/wiki/Wing\\_configuration](https://en.wikipedia.org/wiki/Wing_configuration), svibanj 2016.
7. Bolonkin, A., Gilyard, G. B.: *Estimated Benefits of Variable-Geometry Wing Camber Control for Transport Aircraft.pdf*, 1999.
8. Powers, S. G., Webb, L. D., Friend, E. L., Lokos, W. A.: *Flight Test Results From a Supercritical Mission Adaptive Wing With Smooth Variable Camber.pdf*, 1992.
9. <http://avstop.com/ac/flighttraininghandbook/drag.html>, srpanj 2016.
10. Radanović K.: *MAW krilo*, Hrvatski vojnik, svibanj 1996.
11. <http://www.flxsys.com/fixedwing>, srpanj 2016.
12. <http://ekranoplov.8m.com/aerodinamika/aerodinamika.htm>, svibanj 2016.
13. <http://history.nasa.gov/SP-367/chapt6.htm>, srpanj 2016.
14. Radanović, K.: *Krilo promjenjivog kuta nagiba*, Hrvatski vojnik, lipanj 1996.
15. [https://en.wikipedia.org/wiki/Variable-sweep\\_wing](https://en.wikipedia.org/wiki/Variable-sweep_wing), srpanj 2016.
16. <http://aviation.stackexchange.com/questions/19130/what-are-the-advantages-and-disadvantages-of-an-oblique-wing-over-a-swing-wing>, srpanj 2016.
17. <http://www.turbosquid.com/3d-models/northrop-b-2-spirit-stealth-bomber-3d-model/328368>, srpanj 2016.
18. [https://en.wikipedia.org/wiki/Flying\\_wing](https://en.wikipedia.org/wiki/Flying_wing), srpanj 2016.
19. Bolsunovxky, A. L., Buzoverya, N. P., Gurevich, B. I., Denisov, V. E., Dunaevsky, A. I., Shkadov, L. M., Sonin, O. V., Udzhuhu, A. J., Zhurihin, J. P.: *Aircraft design*, Rusija, 2001.
20. <http://robotpig.net/robotics-news/x-47b---stealth-ucav-for-us-navy-2025>, srpanj 2016.
21. <http://tu1ooie.blogspot.hr/2013/02/boeing-797-blended-winged-aircraft.htm>, srpanj 2016.
22. <http://www.twitt.org/BWBBowers.html>, srpanj 2016.

23. McGowan, A. R., Waszak, M. R.: *NASA`s Morphing Project Research.pdf*, 2002.
24. Skillen, M. D., Crossley, W. A.: *Modeling and Optimization for Morphing Wing Concept Generation II, Part I: Morphing Wing Modeling and Structural Sizing Technques.pdf*, 2008.
25. Jee, S. C.: *Development of Morphing Aircraft Structure Using SMP.pdf*, 2010.
26. <http://www.transport-research.info/project/aircraft-wing-advanced-technology-operation>, srpanj 2016.
27. Heinze, S.: *Aeroelastic Concepts for Flexible Wing Structures.pdf*, 2005.

## POPIS SLIKA

Slika 1. Elementi konstrukcije krila .....	3
Slika 2. Djelovanje sila na zrakoplov tijekom ustaljenog horizontalnog leta .....	4
Slika 3. Raspodjela tlaka oko aeroprofila.....	6
Slika 4. Konfiguraciju ovisno o broju krila na zrakoplovu .....	7
Slika 5. Konfiguracija krila ovisno o načinu spajanja na trup zrakoplova .....	8
Slika 6. Asimetrična forma krila zrakoplova BV 141 .....	9
Slika 7. Konfiguracije repnih i nosnih površina .....	10
Slika 8. Vrste krila prema kutu pregiba .....	10
Slika 9. Načini produžavanja i skraćivanja krila .....	11
Slika 10. Utjecaj otklona zakrilca na udarni val u okozvučnom području .....	14
Slika 11. MAW s otklonima napadne i izlazne ivice .....	15
Slika 12. Utjecaj duljine leta na masu zrakoplova i CL kod A 330/340 .....	18
Slika 13. B-2 Spirit .....	24
Slika 14. Беспилотна летјеліца X-47B .....	29
Slika 15. Primjer BWB koncepta na zrakoplovu Boeing 797.....	30
Slika 16. Osnovni elementi projekta morfoze .....	33
Slika 17. Lockheed-Martin koncept morfoze krila .....	35
Slika 18. Metoda prijenosa topline u krilu sa SMP oplatom .....	36
Slika 19. NextGen koncept morfoze krila u različitim režimima leta.....	36
Slika 20. Generator vrtloga na zakrilcu (SBVG) .....	39
Slika 21. Zrakoplov F-18 s AAW tehnologijom .....	40

## POPIS GRAFIKONA

Grafikon 1. Krivulja otpora za tijelo u stabilnom letu .....	5
Grafikon 2. Ovisnost uzgona, otpora i njegovog odnosa o napadnom kutu .....	13
Grafikon 3. Varijacija (L/D) <sub>max</sub> u odnosu na Machov broj za fiksno i promjenjivo krilo .....	20
Grafikon 4. Aerodinamička učinkovitost zrakoplova različitih dizajna krila .....	27
Grafikon 5. Usporedba težina zrakoplova pri polijetanju, operativne težine praznog zrakoplova po putniku i potrošnje goriva konvencionalnog dizajna s letećim krilom. 28	

## POPIS TABLICA

Tablica 1. Usporedba borbenih zrakoplova s promjenjivim kutom strijele krila.....	22
---	----



Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti  
10000 Zagreb  
Vukelićeva 4

## METAPODACI

**Naslov rada:** Konstrukcija krila nekonvencionalne geometrije

**Student:** Petra Rubinić

**Mentor:** doc. dr. sc. Andrija Vidović

**Naslov na drugom jeziku (engleski):** Construction of Unconventional Geometry  
Wings

### Povjerenstvo za obranu:

- prof. dr. sc. Sanja Steiner \_\_\_\_\_ (predsjednik)
- doc. dr. sc. Andrija Vidović \_\_\_\_\_ (mentor)
- mr. sc. Miroslav Borković \_\_\_\_\_ (član)
- prof. dr. sc. Stanislav Pavlin \_\_\_\_\_ (zamjena)

**Ustanova koja je dodijelila akademski stupanj:** Fakultet prometnih znanosti  
Sveučilišta u Zagrebu

**Zavod:** Zavod za zračni promet

**Vrsta studija:** Preddiplomski

**Studij:** Promet

**Datum obrane završnog rada:** 13. rujna 2016.



Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti  
10000 Zagreb  
Vukelićeva 4

## IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj završni rad

isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija.

Izjavljujem kako nijedan dio rada nije napisan na nedozvoljen način, niti je prepisan iz necitiranog rada, te nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava.

Izjavljujem također, kako nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog rada  
pod naslovom **Konstrukcija krila nekonvencionalne geometrije**

na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

Student/ica:

U Zagrebu, 31.8.2016

Puljinić  
(potpis)